



**VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ**

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

**FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ**

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

**LETECKÝ ÚSTAV**

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**PŘEDBĚŽNÁ AERODYNAMICKÁ ANALÝZA KONCEPTU  
DÁLKOVĚ ŘÍZENÉHO MODELU S PROUDOVÝM  
POHONEM**

PRELIMINARY AERODYNAMIC ANALYSIS OF REMOTELY CONTROLLED MODEL WITH JET  
PROPULSION

**BAKALÁŘSKÁ PRÁCE**

BACHELOR'S THESIS

**AUTOR PRÁCE**

AUTHOR

Ondřej Novák

**VEDOUCÍ PRÁCE**

SUPERVISOR

Ing. Robert Popela, Ph.D.

**BRNO 2019**

# Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav  
Student: **Ondřej Novák**  
Studijní program: Strojírenství  
Studijní obor: Základy strojního inženýrství  
Vedoucí práce: **Ing. Robert Popela, Ph.D.**  
Akademický rok: 2018/19

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

## **Předběžná aerodynamická analýza konceptu dálkově řízeného modelu s proudovým pohonem**

### **Stručná charakteristika problematiky úkolu:**

Dálkově řízené modely dosahují stále vyšších výkonů a jsou pro ně dnes k dispozici i proudové motory s dostatečným tahem a adekvátní spolehlivostí. Výrobce takového modelu musí již ve fázi vývoje modelu respektovat požadavky na jeho aerodynamické charakteristiky (dosažení požadovaných výkonů při zajištění říditelnosti a stability). Dnes dostupné moderní výpočetní nástroje pro aerodynamickou analýzu – panelové metody a CFD simulace – umožňují provedení analýzy a návrh úprav tvaru modelu pro zajištění dosažení návrhových parametrů.

### **Cíle bakalářské práce:**

Provedení základní aerodynamické analýzy konceptu proudově poháněného modelu. Určení vztahové čáry, pádové rychlosti, posouzení základních parametrů pro dosažení adekvátní stability a říditelnosti.

### **Seznam doporučené literatury:**

DANĚK, V., Mechanika letu I., Letové výkony, CERM, ISBN 9788072046591

DANĚK, V., Mechanika letu II., Letové vlastnosti, CERM, ISBN 9788072047611

ROSKAM, J., Airplane Design Part VI : Preliminary Calculation of Aerodynamic Thrust and Power Characteristics, DARcorp, ISBN 1884885527

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2018/19

V Brně, dne

L. S.

---

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.  
ředitel ústavu

---

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.  
děkan fakulty



## ***ABSTRAKT***

Tato práce se zabývá aerodynamickou analýzou bezpilotního letounu a následnými úpravami křídla, jeho polohy a přechodu křídlo-trup. Důraz je kladen na charakter odtržení proudění, jeho interakci s dalšími strukturami proudění a jeho vliv na aerodynamické vlastnosti letounu. Cílem úprav je zajištění dostatečné stability a říditelnosti letounu při nízkých i vysokých úhlech náběhu. V práci byly využity panelové metody a CFD. V případě nepřesností CFD výpočtu byly také připraveny dvě záložní varianty úprav křídla.

## ***KLÍČOVÁ SLOVA:***

bezpilotní, CFD, Openfoam, AVL, XFLR5, odtržení, ovladatelnost, proudový, křídlo, křídlo-trup, separace, mezní vrstva, plůtek, zub

## ***ABSTRACT***

This bachelor's thesis deals with aerodynamic analysis of unmanned aircraft and subsequent changes to design of wing, its position and wing-fuselage junction. In this work emphasis is laid on flow separation, its interaction with other flow structures and its influence on aerodynamic properties. The goal of these changes to the aircraft is ensuring sufficient stability and controllability in low as well as high angle of attack flight. AVL, XFLR5 and CFD methods were used in the thesis. In case of inaccuracy of CFD calculation, two backup wing related modifications were prepared.

## ***Keywords:***

unmanned, CFD, Openfoam, AVL, XFLR5, detachment, controllability, jet, wing, wing-fuselage junction, separation, boundary layer, fence, dog-tooth



### ***Bibliografická citace***

NOVÁK, Ondřej. *Předběžná aerodynamická analýza konceptu dálkově řízeného modelu s proudovým pohonem*. Brno, 2019. Dostupné také z:  
<https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/117604>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Robert Popela.



## ***ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ***

Prohlašuji, že tato práce je mým původním dílem, zpracoval jsem ji samostatně pod vedením Ing. Roberta Popely, Ph.D. a s použitím literatury uvedené v seznamu.

V Brně dne 23. května 2019

.....

Ondřej Novák





## ***PODĚKOVÁNÍ***

V první řadě bych chtěl poděkovat vedoucímu mé práce Ing. Robertu Popelovi, Ph.D., za trpělivost, ochotu, odborné rady a obětovaný čas.

Také bych chtěl poděkovat Ing. Petru Hnízdilovi za příležitost spolupráce, která mi poskytla mnoho cenných zkušeností.



## Obsah

<b>1. ÚVOD.....</b>	<b>9</b>
1. TECHNICKÁ SPECIFIKACE LETOUNU.....	10
1. ZÁKLADNÍ ROZVAHA .....	12
<b>2. VÝPOČETNÍ METODY.....</b>	<b>13</b>
2.1. ANALYTICKÝ VÝPOČET .....	13
2.1.1. Geometrické charakteristiky.....	13
2.1.2. Klopivý moment trupu .....	13
2.2. PANELOVÉ METODY .....	13
2.2.1. XFLR5 .....	13
2.2.2. AVL.....	14
2.3. CFD SIMULACE.....	15
2.3.1. Geometrie .....	15
2.3.2. Hexahedrální výpočetní síť.....	16
2.3.3. Hexahedrální výpočetní síť pro vyšší úhly náběhu .....	19
2.3.4. Tetrahedrální výpočetní síť.....	20
2.3.5. Volba sítě pro výpočet .....	21
2.3.6. Nastavení řešiče.....	23
2.3.7. Výsledky výpočtů.....	25
2.3.8. Ověření výsledků výpočtů .....	26
<b>3. STABILITA V CESTOVNÍM REŽIMU .....</b>	<b>30</b>
3.1. MOHUTNOSTI OCASNÍCH PLOCH.....	30
3.2. VLASTNOSTI PROFILU NACA 63-212 .....	30
3.3. AERODYNAMICKÉ CHARAKTERISTIKY KŘÍDLA.....	31
3.3.1. Dle XFLR5.....	31
3.3.2. Dle AVL.....	32
3.3.3. Srovnání XFLR5 a AVL .....	34
3.4. MOMENTOVÁ ROVNOVÁHA.....	35
3.5. POTŘEBNÝ VZTLAK OD VOP K VYVÁŽENÍ KLOPIVÉHO MOMENTU .....	36
3.6. ÚHEL NASTAVENÍ VOP.....	39
3.7. SROVNÁNÍ PANELOVÝCH METOD A CFD METODY .....	40
3.7.1. Srovnání základních charakteristik .....	40
3.7.2. Srovnání výchylek kormidel.....	42
3.8. ZÁVĚR.....	42
<b>4. ANALÝZA PROTOTYPU ZA VYŠŠÍCH ÚHLŮ NÁBĚHU .....</b>	<b>43</b>
4.1. DATA KONFIGURACE KŘÍDLO-TRUP.....	43
4.2. DATA PRO TRUP A KŘÍDLO ODDĚLENĚ .....	44
4.3. VÝPOČET VYVAŽOVACÍHO VZTLAKU .....	44
4.4. VÝPOČET PÁDOVÉ RYCHLOSTI .....	45
4.5. STATICKÁ ZÁSoba S PEVNÝM ŘÍZENÍM .....	46
4.6. ZÁVĚR.....	47
<b>5. ANALÝZA ODTRŽENÍ PROUDĚNÍ NA KŘÍDLE PŘI PÁDOVÉ RYCHLOSTI.....</b>	<b>48</b>
5.1. STEADY-STATE VÝPOČET .....	48
5.2. TRANSIENTNÍ SIMULACE PROTOTYPU.....	50
5.3. ANALÝZA PROUDĚNÍ NA KŘÍDLE V BLÍZKOSTI TRUPU .....	51
5.4. ZÁVĚR.....	52
<b>6. ÚPRAVA KŘÍDLA A PŘECHODU KŘÍDLO-TRUP .....</b>	<b>53</b>
6.1. KŘÍDLO SE ZUBEM.....	53
6.2. KŘÍDLO S PLŮTKEM.....	54
6.3. KŘÍDLO S VYŠŠÍM PLŮTKEM.....	55





6.4.	ZHODNOCENÍ SITUACE .....	56
6.5.	GEOMETRICKÉ KROUCENÍ .....	56
6.6.	TURBULÁTORY .....	60
6.7.	NÁVRH ODRHOVÉ LIŠTY .....	63
6.7.1.	<i>Poloha odtrhové lišty</i> .....	63
6.7.2.	<i>Transientní analýza letounu s odtrhovou lištou</i> .....	64
6.7.3.	<i>Kombinace odtrhové lišty a aerodynamického plůtku</i> .....	65
6.1.	ZÁVĚR KAPITOLY .....	68
<b>7.</b>	<b>FINÁLNÍ ÚPRAVA LETOUNU .....</b>	<b>69</b>
7.1.	ÚPRAVY NA LETOUNU .....	69
7.2.	CESTOVNÍ REŽIM .....	69
7.3.	PARAMETRY ZA VYŠŠÍCH ÚHLŮ NÁBĚHU.....	70
7.4.	SEPARACE PROUDĚNÍ NA KŘIDLE .....	71
<b>8.</b>	<b>ZÁVĚR.....</b>	<b>75</b>
	<b>POUŽITÉ INFORMAČNÍ ZDROJE.....</b>	<b>78</b>
<b>9.</b>	<b>SEZNAM POUŽITÝCH OBRÁZKŮ .....</b>	<b>80</b>
<b>10.</b>	<b>SEZNAM POUŽITÝCH GRAFŮ.....</b>	<b>81</b>
<b>11.</b>	<b>SEZNAM POUŽITÝCH TABULEK .....</b>	<b>81</b>
<b>12.</b>	<b>SEZNAM POUŽITÝCH ROVNIC.....</b>	<b>82</b>
<b>13.</b>	<b>SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ .....</b>	<b>83</b>



## 1. ÚVOD

V roce 2017 začala firma Global Industries s.r.o. pracovat na novém dálkově řízeném letounu, který by nabízel výborné letecké výkony a neopomíjel estetickou stránku letounu. Důvodem je absence akrobatických letounů na trhu, které nabízí kromě leteckých výkonů také originální design. Byl jsem tedy pověřen návrhem letounu, tvorbou 3D modelů a CFD simulací, pod vedením zadavatele práce pana Ing. Petra Hnízдила.

Chování letounu má být neutrální a vhodné pro akrobacii. Trup letounu má být ve stylu futuristických vozů F1. Křídlo musí mít kladnou šípovitost a pokud možno v dolnoplošné konfiguraci, což bylo později přehodnoceno. Vzhledem k výrobě z kompozitních materiálů, bude letoun spadat do vyšších cenových kategorií.

Po dokončení návrhu byly vytvořeny modely pro 3D tisk a z nich kopyto prototypu. Nyní se dokončuje zaformování prototypu s délkou 1,6m. Po testování letounu budou provedeny potřebné úpravy a bude zvážena výroba verzí s délkou 2m a 2,8m z kompozitních materiálů.

Tato práce se bude zabývat analýzou aerodynamických vlastností prototypu. Jednou z řešených oblastí bude oddálení odtržení proudu v místech na křídélkách, způsobené šípovitostí křídla a výběrem laminárního profilu. Dále volbou horizontální polohy křídla vůči trupu, tvarem trupu a přechodem křídlo-trup.



Obr. 1-1 Stavba prototypu



## 1. Technická specifikace letounu

### Obecná charakteristika

Minimální letová hmotnost:	3,9kg
Maximální letová hmotnost:	4,5kg
Štíhlost křídla:	5,237
Plocha křídla:	0,33 m <sup>2</sup>
Profil křídla:	NACA 63-212
Profil VOP:	NACA 0009
Profil SOP:	NACA 0009
Materiál:	Sklo uhlíkový kompozit, herex
Rozsah centráží:	20% - 33% C <sub>SAT</sub>
Výchylky křidélek:	+14°/-14°
Výchylky klapek:	0° / 60°
Výchylky směrového kormidla:	+25°/-25°
Výchylky výškového kormidla:	+25°/-25°

### Rychlosti

Maximální horizontální:	450km/h
Cestovní rychlost:	120km/h
Pádová:	60km/h
Nepřekročitelná:	350km/h

### Specifikace pohonné jednotky

Turbína:	Kingtech K-45G2
Statický tah:	45N

### **NACA 63-212**

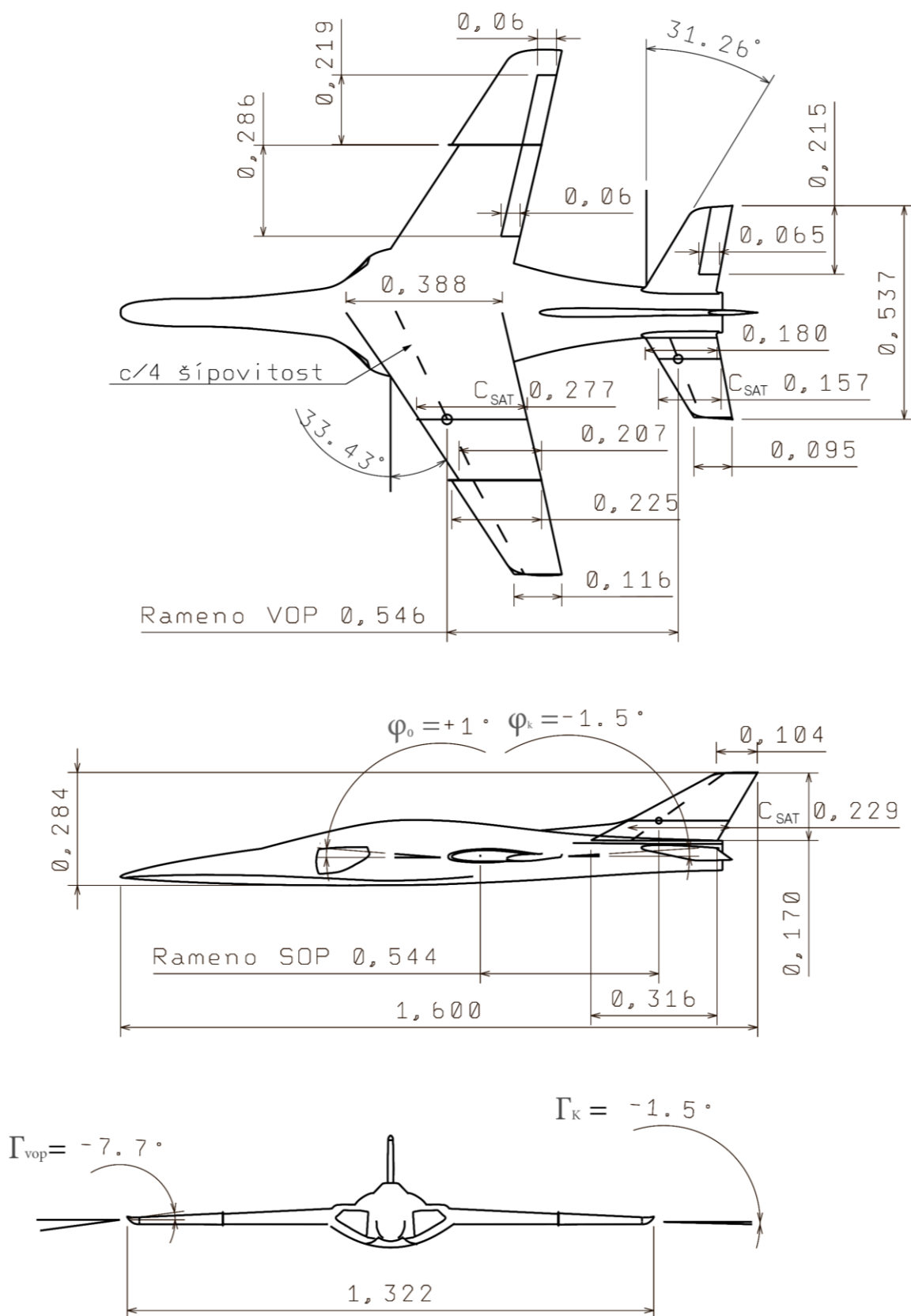


Obr. 1-2 Profil křídla [1]

### **NACA 0009**



Obr. 1-3 Profil VOP a SOP [2]



Obr. 1-4 Třípohledový výkres



## 1. Základní rozvaha

Akrobatický letoun musí nabízet dobré letecké výkony. Jedním ze základních leteckých výkonů akrobatického letounu je schopnost na malé oblasti měnit směr letu. To znamená, že letoun musí mít malý minimální poloměr zatáčky. Ten je omezen v různých režimech tahem motoru, největším dovoleným násobkem a maximálním vztlakem. Největší dovolený násobek je určen pomocí maximálního vztlaku a pádové rychlosti. Optimalizace maximálního tahu není součástí této práce. To nechává k dispozici pro zlepšení maximální vztlak a pádovou rychlost. Maximální vztlak je při akrobacii dosažen na křídle při vysokých úhlech náběhu a dramatická změna směru vede ke snížení rychlosti. Zde nastává problém, protože s rostoucím úhlem náběhu a snižující se rychlostí, se z důvodu negativního tlakového gradientu začíná odtrhávat mezní vrstva. Oblasti křídla s odtrženou mezní vrstvou ztrácí schopnost tvořit vztlak, což vede k omezení maximálního vztlaku a zvýšení pádové rychlosti. Proto se práce bude zabývat oddálením separace mezní vrstvy na křídlech v nízkých rychlostech a vysokých úhlech náběhu.

Pro prototyp byla zvolena zadavatelem klasická koncepce nosných ploch. To znamená, že křídlo vytváří vztlakovou sílu a kormidlo VOP na zádi letounu vyrovnává klopivý moment pro zajištění stabilního letu. Dalšími prvky ovládání jsou křídélka pro klonění, klapy pro zvýšení vztlaku a odporu při přistání a směrové kormidlo. Pro ovladatelnost letounu při akrobatických manévrech jsou především důležitá křídélka a kormidla VOP a SOP. Proto je vhodné ověřit, zda tyto prvky řízení zůstanou funkční v nízkých rychlostech a vysokých úhlech náběhu. V případě, že tomu tak není, je nutné koncepci upravit, protože to je nutné pro zajištění stability a říditelnosti.

Stejně tak je důležitá poloha odtrženého proudění na křídle vůči aerodynamickému středu křídla. V případě, že dojde k odtržení proudění v místě křídla, vzdáleném od aerodynamického středu křídla, dojde k výrazné změně působíště vztlakové síly. To vede ke změně potřebného klopivého momentu od kormidla VOP, než s jakým bylo původně počítáno. V případě, že kormidlo VOP není schopné vytvořit dostatečný moment pro snížení úhlu náběhu a následnému přichycení proudu ke křídlu, není už možné letoun ovládat. Odstrašující ukázkou podobné charakteristiky je North American F-100 Super Sabre. Proto se tato práce bude zabývat přesunem prvního místa separace na vhodné místo na křídle.

Účinnost VOP může ovlivnit jeho poloha. Proto byla zamítnuta možnost uspořádání ocasních ploch do tvaru T. Tato konfigurace by nemusela být stabilní ve vysokých úhlech náběhu, protože by se výškové kormidlo dostalo do úplavu křídla.

V rámci návrhového procesu prototypu byly základní výpočty provedeny už dříve, ale pro kontrolu a zhodnocení situace byly vypočteny znovu.

Stabilita a říditelnost ve vysokých úhlech náběhu je problematika velice složitá. I kvalitní měření ve větrném tunelu ukazuje, že naměřené charakteristiky nemusí být možné zcela přesně předpovědět [5]. Z toho důvodu probíhá stavba prototypu, který pomůže ověřit, zda vypočtená data a z nich vyvozené závěry skutečně odpovídají předpokladům a očekáváním na reálném letounu. Na základě závěrů z letových zkoušek pak budou provedeny úpravy pro finální verzi.



## 2. Výpočetní metody

### 2.1. Analytický výpočet

#### 2.1.1. Geometrické charakteristiky

Výpočet středních aerodynamických třetiv a aerodynamických středů byl proveden jak grafickou konstrukcí, tak i počtne. Výsledky se shodovaly. Výpočty byly provedeny pomocí rovnice 2.1 a rovnice 2.2.

$$c_{SAT} = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{b}{2}} c^2(y) dy \quad (2.1) - \text{Délka SAT}$$

$$Y_{c_{SAT}} = \int_0^{\frac{b}{2}} y c(y) dy \quad (2.2) - \text{Poloha SAT po rozpětí}$$

#### 2.1.2. Klopivý moment trupu

Klopivý moment byl vypočten dle rovnice 2.3 [10].

$$C_{M0,T} = \frac{(k_2 - k_1)}{36,5 \cdot S \cdot c_{SAT}} \cdot \sum_{i=1}^n b_{T,i}^2 \cdot (\varphi_K + \alpha_{0,Kř} + \varphi_{CL,T,i}) \cdot \Delta x_i \quad (2.3) - \text{Součinitel klopivého momentu trupu}$$

Kde  $(k_2 - k_1)$  byl určen z tabulky v knize Airplane Design Part VI od prof. Jana Roskama ze štíhlosti trupu [10].

Štíhlost trupu byla vypočtena dle rovnice 2.4.

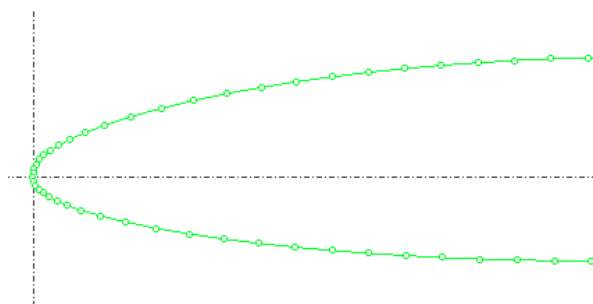
$$A_T = \frac{l_T}{d_T} \quad (2.4) - \text{Štíhlost trupu}$$

### 2.2. Panelové metody

#### 2.2.1. XFLR5

XFLR5 využívá teorie vztahové čáry, VLM metody a 3D panelové metody. Díky těmto metodám je program schopný předpovědět velice rychle data pro 3D křídlo za malých nároků na výpočetní hardware. Dle autora XFLR5 dosahuje tento program velmi dobrých přesností při výpočtech za nízkých úhlů náběhu, pokud je použita metoda VLM2 [8].

Výpočet byl proveden pro křídlo a VOP zvlášť a výsledky byly sečteny pomocí rovnice momentové rovnováhy. Poté byl proveden výpočet na celém letounu bez trupu. Na doporučení autora XFLR5 byl vliv trupu dopočítán ručně a pak přidán do rovnic. Výpočty byly provedeny k aerodynamickým středům křídla a VOP.



Obr. 2-1 Náběžná hrana profilu v XFLR5

Prvním krokem při výpočtu bylo nahrání profilů do programu. Poté byl v programu zvýšen počet bodů na náběžných hranách profilů (obr. 2-1) a byly vygenerovány soubory profilů určené pro výpočet. To zlepšilo přesnost výpočtu a zrychlilo konvergenci [8].

Pro výpočty v panelových metodách je třeba určit, v jakém rozsahu Reynoldsových čísel bude křídlo pracovat. Vypočteny byly pomocí rovnice 2.5.

$$Re = \frac{V_{\infty} \cdot l}{\nu} \quad (2.5) - \text{Reynoldsovo číslo}$$

Dále bylo nutné vygenerovat data pro jednotlivé profily. Pro oba použité profily byla získána data pro následující rozsahy parametrů:

	min	max	Velikost kroku
$\alpha$ [°]	30	30	0,1
Re	50 000	2 600 000	20 000

Na základě parametrů z třípohledového výkresu bylo vymodelováno křídlo, VOP, SOP a VOP s nastavitelným kormidlem.

Rozsahy parametrů pro 3D výpočet:

	min	max	Velikost kroku
$\alpha$ [°]	-30	30	0,1
$V$ [m · s <sup>-1</sup> ]	16	100	10

Pro další analýzu byla také vypočítána data pro cestovní rychlost.

I přesto, že data pro profily byla získána bez problémů, pro 3D analýzu výpočet nekonvergoval za úhlů náběhu vyšších než 15° a nižších než -12°. Vypočtená data pak byla exportována a zpracována v programu Microsoft Excel.

### 2.2.2. AVL

Tento program využívá panelových metod, konkrétně rozšířené VLM a teorie „slender body“ [9]. Pro výpočet je nutné vymodelovat letoun pomocí textového editoru a souborů se souřadnicemi profilů. Pro tento účel byly modely exportovány z XFLR5 a stejně tak i soubory profilů.





To zjednodušilo práci s programem, stále však tyto soubory vyžadovaly úpravy pomocí textového editoru. Výpočet byl opět proveden k aerodynamickým středům křídla a VOP.

Pro výpočet program požaduje Machovo číslo. Vzhledem k rychlostem, v jakých se letoun bude pohybovat, bylo zvoleno Machovo číslo  $M = 0$ . AVL neumožňuje nastavovat různé rychlosti, protože tuto činnost provádí Machovo číslo. A proto byl proveden výpočet pouze při  $M=0$ . Dále výpočet požaduje nastavení viskózního odporu jako konstantu, která byla zvolena  $C_{Dvis} = 0,01$ .

### 2.3. CFD simulace

CFD je univerzální metoda simulace proudění. Jedná se o metodu, která dává přibližný výsledek. Přesnost výsledku je výrazně ovlivněna nastavením výpočtu, proto je v následující kapitole podrobně popsán způsob, jakým simulace byly provedeny.

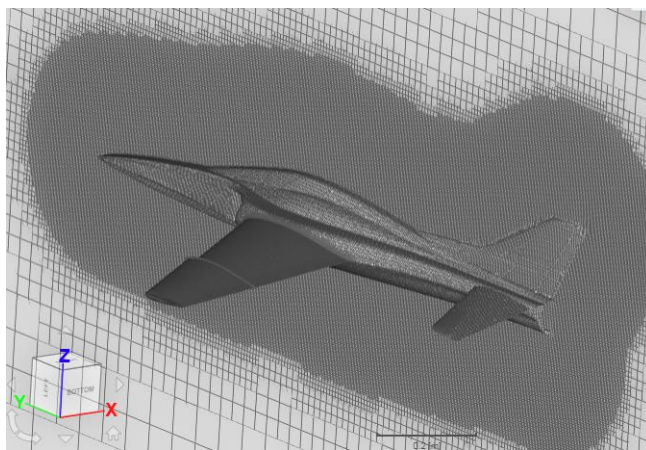
Veškeré výpočty sítě a CFD výpočty byly provedeny na platformě Simscale verze 1 a 2, která využívá program Openfoam. Jako post-processor byl využit program Parawiew 5.0.0-RC1.

#### 2.3.1. Geometrie

Pro tvorbu geometrie byl použit program CATIA V5. Model byl složen z jednotlivých ploch do jednoho pevného dílu. Ten byl poté začištěn od všech nepotřebných detailů, které nemají na aerodynamiku zásadní vliv. Verze CFD modelu byly vytvořeny tři. Jedna s ovládacími plochami bez výchylek, druhá s nastavitelným kormidlem VOP a třetí bez VOP.

Letoun byl modelován v poloze nulového úhlu náběhu. Podle potřeby byl model natáčen okolo středu souřadnicového systému. Pro výpočty v nižších úhlech náběhu byl model umístěn v doméně v nulovém úhlu náběhu, ale pro vyšší úhly náběhu byl model v poloze  $\alpha = +15^\circ$ ,  $+10^\circ$ ,  $+5^\circ$  a  $-5^\circ$ . Přesné nastavení pak bylo provedeno změnou směru proudění v doméně vůči souřadnicovému systému domény, který byl totožný se souřadnicovým systémem modelu.

Okolo letounu byla vytvořena doména ve tvaru kváдру. Tento tvar byl použit, protože lepší možnost, například doména ve tvaru koule, nebyla dostupná. Velikost domény okolo letounu byla -15m a +15m v ose Z. V ose, která je ve směru letu, tedy osa Y, byla doména nastavena na 15m od nosu letounu v kladném směru osy Y a v záporném 18m. V záporném směru osy X 9m. Pro snížení nároků na výpočet byla využita symetrie okolo roviny YZ.



Obr. 2-2 Pohled na hexahedrální síť letounu a jeho souřadnicový systém





### 2.3.2. Hexahedrální výpočetní síť

Výpočetní síť byla vytvořena pomocí programu Snappyhex integrovaného v platformě Simscale. Typ sítě byl zvolen „Hex-dominant“ a jednotlivé parametry byly voleny uživatelem. Další možnosti využívaly stejný způsob tvorby sítě, pouze automaticky vytvářely nastavení. To není pro důkladnou analýzu vhodné.

#### 2.3.2.1. Základní parametry sítě

Základní parametry pro tvorbu sítě:

Počet buněk v ose X	8
Počet buněk v ose Y	22
Počet buněk v ose Z	24
Počet jader pro výpočet	16
Maximální počet buněk	35 000 000
Minimální úhel pro rozpoznání prvku [°]	30
Tvorba sítě s více regiony	NE
Délky hrany základní buňky [m]	1,125

Tabulka 2-1: Základní parametry sítě

Hraniční hodnoty pro zhodnocení kvality sítě:

„Non-orthogonality angle“	[°]	> 65
„Boundary face skewness angle“	[°]	>20
„Internal face skewness angle“	[°]	>4
„Concaveness“	[°]	>70
„Min cell volume“	[m <sup>3</sup> ]	<1E-18
„Merge tolerance“	[-]	0,000001
„Face pyramid volume“	[-]	< 1e-18
„Concavity“	[°]	> 70
„Interpolation weights“	[-]	< 0,02
„Volume ratio of neighbour cells“	[-]	< 0,01
„Face twist“	[-]	< 0,01
„Cells with determinant“	[-]	< 0,001

Tabulka 2-2: Hodnoty kvality sítě

#### 2.3.2.2. Modelování mezní vrstvy

Mezní vrstva je velmi důležitá oblast okolo obtékaného tělesa. V této oblasti totiž dochází k počátkům separace, což rozhoduje o dalším chování proudu. Proto byla síť upravena tak, aby co nejlépe popsala řešený problém.

Pro tvorbu mezní vrstvy byly použity prizmatické prvky. Tloušťka mezní vrstvy byla odhadnuta pomocí testovacího CFD výpočtu. Ten byl proveden se základním nastavením pro tvorbu prizmatických prvků na síti a poté byla tloušťka upravena dle vypočteného rychlostního pole.

Pro kontrolu byla také tloušťka mezní vrstvy vypočtena v polovinách hloubky křídla pomocí rovnice 2.6.



$$x = \frac{C_{SAT}}{2} \quad (2.6) - \text{Polovina } C_{SAT}$$

Kde kinematická viskozita je  $\nu = 0,000015295 \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$  a  $V_\infty = 33,33 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ .

Tloušťka mezní vrstvy byla vypočtena pomocí rovnice 2.7.

$$\delta(x) = \frac{0,37 \cdot x}{\sqrt[5]{Re_x}} \quad (2.7) - \text{Tloušťka mezní vrstvy}$$

Což dává tloušťky [m] mezních vrstev pro:

Křídlo:

$$\begin{array}{l} \text{Koncový profil} \\ \text{Kořenový profil} \\ \text{Střední aerodynamická tětiva} \end{array} \begin{bmatrix} 2,0 \cdot 10^{-3} \\ 5,4 \cdot 10^{-3} \\ 4,1 \cdot 10^{-3} \end{bmatrix}$$

VOP:

$$\begin{array}{l} \text{Koncový profil} \\ \text{Kořenový profil} \\ \text{Střední aerodynamická tětiva} \end{array} \begin{bmatrix} 1,7 \cdot 10^{-3} \\ 2,9 \cdot 10^{-3} \\ 2,6 \cdot 10^{-3} \end{bmatrix}$$

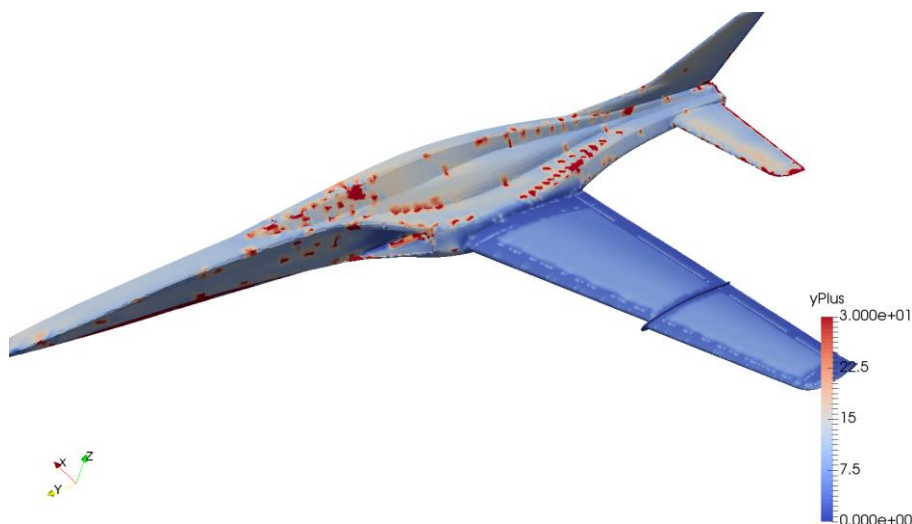
Tloušťka celé prizmatické vrstvy byla zvolena  $5,5 \cdot 10^{-3} \text{ m}$  i přesto, že na samotném křídle tak vysoká hodnota dle výpočtu nenastane.

Pro ověření dostatečné hustoty prvků v mezní vrstvě byl vypočten parametr  $y^+$ . Hodnota tohoto parametru  $y^+ < 1$  znamená dostatečně hustou síť v mezní vrstvě a tedy bude rychlostní gradient správně vypočten [7]. Pokud však hodnota  $y^+$  přesáhne 30, bude použit předem vypočtený průběh, což sníží přesnost výpočtu [7].

Rovnice 2.8 slouží pro výpočet parametru  $y^+$ :

$$y^+ = \frac{y}{\mu} \sqrt{\rho \cdot \tau_w} \quad (2.8) - \text{Parametr } y^+$$

Kde  $\mu$  je dynamická viskozita,  $\rho$  je hustota prostředí,  $\tau_w$  je smykové napětí na ploše elementu a  $y$  je vzdálenost od středu elementu k jeho hraně.



Obr. 2-3  $y^+$  na hexahedrál ní síti

Obrázek ukazuje hodnoty  $y^+ < 5$  parametru na křídle. Na trupu a VOP se však hodnoty pohybují v rozmezí  $5 < y^+ < 30$ . Tato oblast hodnot parametru  $y^+$ , nazývaná jako „buffer layer“, může produkovat chybné výsledky [7]. Vzhledem k poloze na trupu nebude chyba mít zásadní vliv na výpočet, ale pro dosažení lepší přesnosti výpočtu by bylo vhodné v této oblasti vylepšit kvalitu sítě. Stejně hodnoty však dosahuje síť i na VOP a to už není přijatelné. To by mohlo mít zásadní vliv na přesnost především při výpočtu potřebných výchylek kormidla VOP, proto byly použity na VOP stejné podmínky jako na křídle.

Nastavení prizmatických prvků pro mezní vrstvu:

Počet vrstev	6
Poměr růstu tloušťky elementů	1,3
Relativní tloušťka posledního elementu	0,28
Minimální relativní celková tloušťka	0,001

Tabulka 2-3: Parametry prizmatických prvků

### 2.3.2.3. Vylepšené oblasti sítě

Pro zpřesnění výpočtu je vhodné upravit síť na místech, která mají na přesnost největší vliv. Toto vylepšení bylo provedeno na níže popsaných oblastech. Vylepšení sítě nebylo prováděno jak je běžné nastavením absolutních velikostí nebo rozsahů velikostí elementů v jednotlivých zónách, ale nastavením úrovně vylepšení, které jsou vztaženy k velikosti základní sítě. Výhodou tohoto způsobu je možnost rychle porovnat velikosti elementů v jednotlivých zónách, avšak vede ke zbytečným výpočtům, když je nutné přesně nastavit velikost elementů v určité oblasti.

V okolí letounu byla vytvořena zóna, která je ve vzdálenosti 0,25m od jakéhokoliv bodu letounu vylepšena na úroveň 8. Dále byly vytvořeny dva válce okolo osy X a počátku souřadnicového systému. Tyto válce definují dvě zóny vylepšení, jejich parametry jsou:

	Poloměr [m]	Vzdálenost od osy symetrie [m]	Úroveň vylepšení
Válec č.1	7,5	3	2
Válec č.2	3	1,5	3

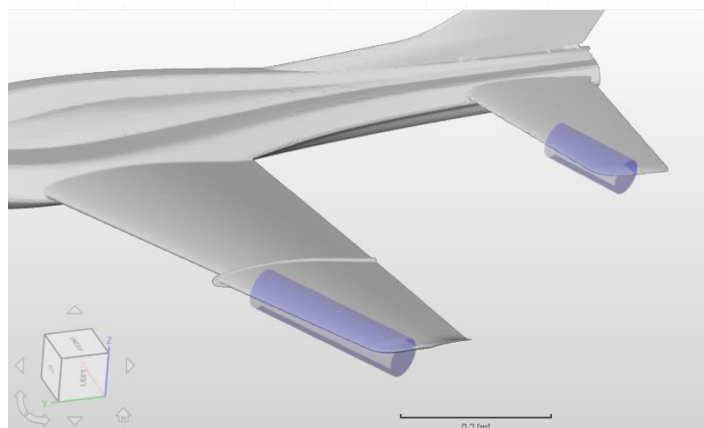
Tabulka 2-4: Vylepšení sítě v doméně



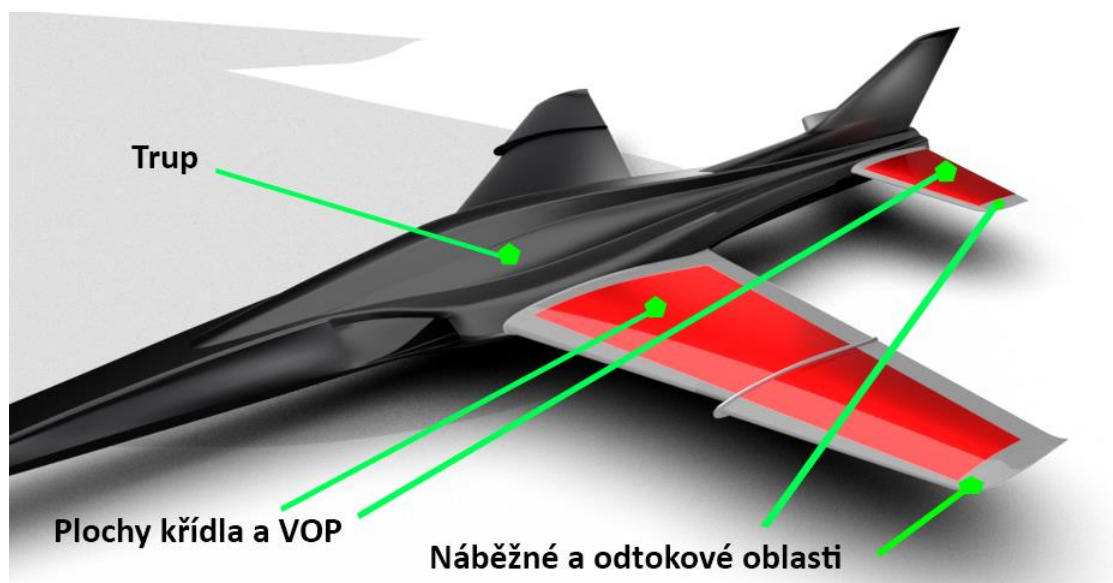
Další vylepšení byla provedena dle následující tabulky:

	Úroveň vylepšení	
	Minimální	Maximální
Trup	8	8
Plochy křídla a VOP	9	9
Náběžné a odtokové oblasti	10	10
Konec křídla (3D zóna)	9	9
Konec VOP (3D zóna)	9	9

Tabulka 2-5: Vylepšení sítě v okolí a na povrchu letounu



Obr. 2-4 Prostorové zóny okolo konce VOP a křídla



Obr. 2-5 Zóny sítě na letounu

### 2.3.3. Hexahedrální výpočetní síť pro vyšší úhly náběhu

V rámci práce byly prováděny výpočty ve vyšších úhlech náběhu, které řeší odtržené proudění zejména nad křídlem. Takové výpočty z důvodu zachování přesnosti a kvality vyžadují lepší síť, než byla původně použita, na což ukazovaly nebezpečně zvyšující se hodnoty  $y^+$ . Proto byla dodatečně síť pro tyto případy vylepšena.



Dále byla na letounu vytvořena nová zóna sítě. Jednalo se o všechny plochy aerodynamického plůtku. V tabulce 2-6 jsou uvedeny změny v nastavení pro tuto vylepšenou síť.

Počet buněk v ose X	20
Počet buněk v ose Y	60
Počet buněk v ose Z	67
Délky hrany základní buňky [m]	0,45
Úroveň vylepšení na plůtku (max. i min.)	10
Navýšení počtu buněk oproti standardní síti	~6 000 000

**Tabulka 2-6: Hodnoty pro síť – vyšší úhly náběhu**

Počet vrstev	15
Poměr růstu tloušťky elementů	1,3
Absolutní tloušťka posledního elementu [mm]	0,04
Minimální relativní celková tloušťka [mm]	0

**Tabulka 2-7: Prizmatická vrstva – vyšší úhly náběhu**

Upravená síť dosahovala hodnot  $y^+ < 1$  na většině letounu a na všech částech křídla.

#### 2.3.4. Tetrahedrání výpočetní síť

Algoritmus tvorby sítě byl zvolen „Tet-dominant“.

Základní parametry pro tvorbu sítě:

Minimální délka hrany [m]	0,001
Maximální délka hrany [m]	0,5
Minimální počet segmentů na hranu	1
Minimální počet segmentů na poloměr	5
Součinitel růstu	0,5
Řád	1
Povolit čtyřuhelníky	NE
Počet jader pro výpočet	16
Maximální počet buněk	50 000 000
Minimální úhel pro rozpoznání prvku [°]	30
Tvorba sítě s více regiony	NE

**Tabulka 2-8 Základní parametry tetrahedrání sítě**

##### 2.3.4.1. Modelování mezní vrstvy

V kapitole 2.3.2.2 byla vypočtena tloušťka mezní vrstvy na  $5,5 \cdot 10^{-3} \text{ m}$ . Není důvod tento parametr měnit pro tetrahedrání síť.

Počet vrstev	15
Poměr růstu tloušťky elementů	1,3
Celková tloušťka přidávaných vrstev [m]	0,0055

**Tabulka 2-9: Prizmatická vrstva – tetrahedrání síť**



Obr. 2-6  $y^+$  parametr na tetrahedrál ní síti

Parametr  $y^+$  dle obr. 2-6 byl na všech plochách křídla a přechodu křídlo-trup menší než 1. Na trupu nepřesahoval hodnotu 5.

#### 2.3.4.2. Vylepšené oblasti sítě

Rozměry vylepšených oblastí jsou identické jako u hexahedrál ní sítě a jsou tedy znázorněny na obr. 2-4 a obr. 2-5.

	Poloměr [m]	Vzdálenost od osy symetrie [m]	Délka hrany [m]	
			Minimum	Maximum
Válec č.1	7,5	3	0,1	0,3
Válec č.2	3	1,5	0,05	0,1

Tabulka 2-10: Prostorové vylepšení sítě

Další vylepšení byla provedena dle následující tabulky:

	Délka hrany [m]	
	Minimální	Maximální
Trup	0,005	0,02
Plochy křídla a VOP	0,003	0,005
Náběžné a odtokové oblasti	0,001	0,003
Konec křídla (3D zóna)	0,01	0,02
Konec VOP (3D zóna)	0,01	0,02

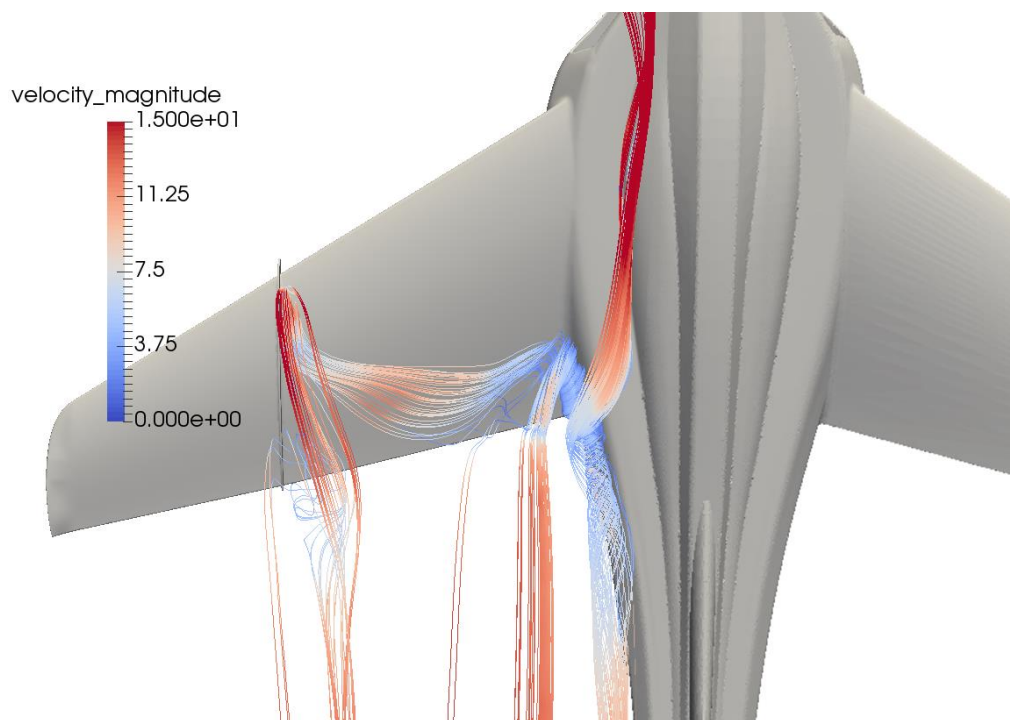
Tabulka 2-11: Plošné vylepšení sítě

#### 2.3.5. Volba sítě pro výpočet

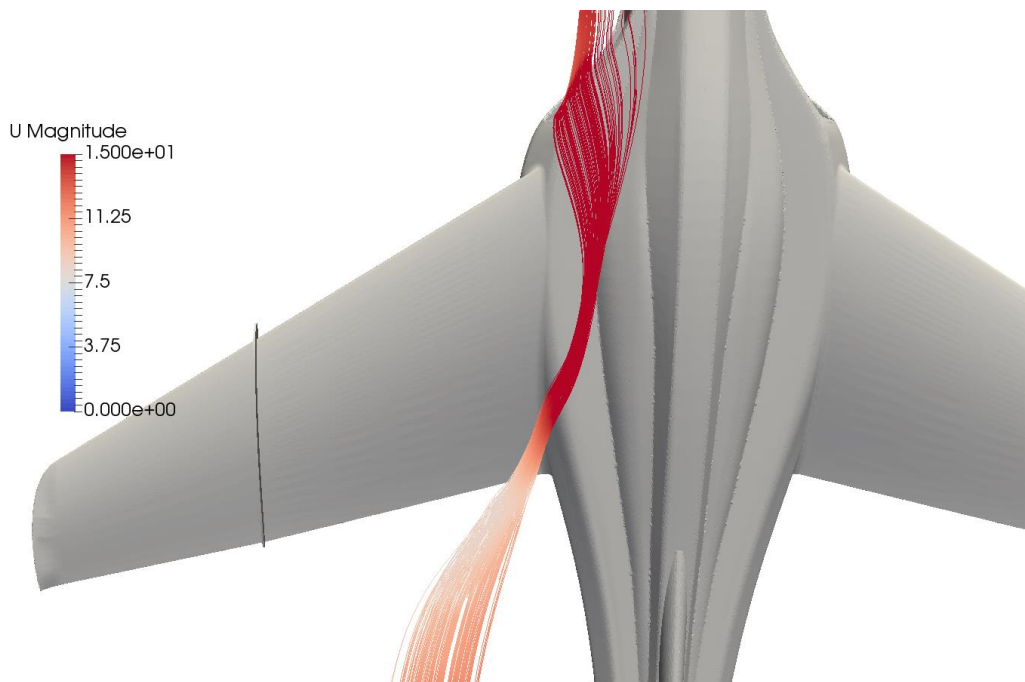
Při tvorbě této práce byla nejdříve použita síť s hexahedrál ními prvky. Ta byla poté vylepšena pro vysoké úhly náběhu. Nicméně po konzultaci s vedoucím práce byly výsledky výpočtu označeny za podezřelé, protože neopovídaly očekávanému chování. Výpočet byl dodatečně prověřen a zkontrolován, avšak žádná chyba nebyla nalezena. Proto byly prověřeny možnosti, jak výpočet upravit, aby chování více odpovídalo očekávání. Během průzkumu možností byla oběhena práce, která pro predikci odtržení na přechodu křídlo-trup využívala tetrahedrál ní síť [14]. Proto byla vytvořena tetrahedrál ní síť vhodná pro vysoké úhly náběhu.



V této kapitole jsou uvedeny výsledky pro identický případ pouze různých sítí a dle výsledků bylo rozhodnuto, kdy bude daná síť využita. Pro srovnání sítí v této práci byl vybrán finální tvar křídla. Srovnání bylo provedeno na něm, protože tato varianta křídla bude využita, a je tedy vhodné ji nejlépe a nejdůkladněji v práci popsat.



Obr. 2-7 Proudnice na tetrahedrál ní síti -  $\alpha = 15^\circ$   $V_\infty = 15\text{m/s}$



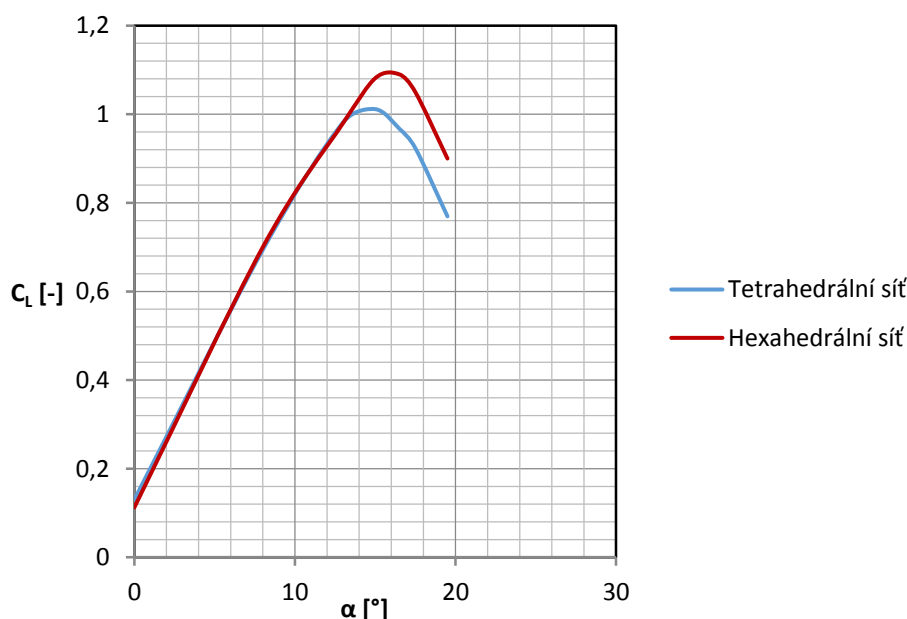
Obr. 2-8 Proudnice na hexahedrál ní síti -  $\alpha = 15^\circ$   $V_\infty = 15\text{m/s}$





Na obr. 2-8 a 2-9 je vidět dramatický rozdíl v proudění na přechodu křídlo-trup při použití odlišných sítí. Mnohem realističtější je obr. 2-8, tedy výsledky z tetrahedrální sítě.

## Srovnání vztlakových čar



Graf č. 1 Srovnání vztlakových čar pro tetrahedrální a hexahedrální síť

Dle grafu č.1 jsou výsledky pro nízké úhly náběhu na obou sítích srovnatelné a vzhledem k přesnosti CFD metody je můžeme považovat za identické. Maximální součinitel vztlaku nastává při různých úhlech náběhu pro jednotlivé sítě a rozdíl je  $1,5^\circ$ . Identické výsledky rozhodně nejsou v okolí kritického úhlu náběhu. Hexahedrální síť vůbec nezachytí separaci na odtokové hraně v oblasti trupu. Tato separace by se pak rozšířila po vnitřní části křídla a snížila kritický úhel náběhu. Ale tím, že ji nepodchytí, tak nadhodnotí maximální součinitel vztlaku.

Hexahedrální síť má však jednu výhodu a to lepší konvergenci a kratší výpočetní čas. Hexahedrální síť byla použita v této práci od začátku a všechny výpočty byly prováděny na ní. Nakonec se však ukázala jako nevhodná pro predikci odtržení. Proto byly všechny výpočty za vyšších úhlů náběhu přepočteny na tetrahedrální síť. Pouze při výpočtech v nízkých úhlech náběhu byly výsledky ponechány, protože jsou téměř identické a nemá smysl je tedy přepočítávat.

### 2.3.6. Nastavení řešiče

Pro výpočet byl zvolen turbulentní model k-omega SST. Tento model nabízí velmi dobrou přesnost a zároveň rychlou konvergenci. Další možností je laminární model, ten však není vůbec vhodný vzhledem k charakteru proudění. Dále LES Spalart-Allmaras a LES Smagorinsky, ty však nabízí platforma Simscale pouze s možností transientní simulace. A poslední jsou k-epsilon a k-omega. Tyto modely nebyly zvoleny kvůli dostupnosti k-omegy SST. Výhodou tohoto modelu je kombinace k-omegy a k-epsilon. Každý z těchto modelů je využit v oblastech, kde dosahuje výborných přesností. K-omega je využita v blízkosti stěn, tedy míst, kde se nachází nepříznivý tlakový gradient, a k-epsilon je použit ve větších vzdálenostech od povrchů těles [4]. K-epsilon nebyl použit, protože dle zdroje [15] je k-omega SST lepší v predikci separace, než k-epsilon, který separaci podhodnocuje.





Ve zprávě [15] byl doporučen Reynolds stress model, ten však není na platformě Simscale k dispozici, a proto byla zvolena druhá nejlepší možnost.

Pro zjednodušení a snížení výpočetní náročnosti byla zvolena „Steady-state“ možnost. V případě vysokých úhlů náběhu, kde proudění bude vysoce proměnlivé v čase, bude zváženo použití transientní simulace.

Řešič byl zvolen „SIMPLE“. Lepší možnost nebyla k dispozici.

Fyzikální vlastnosti vzduchu byly ponechány přednastavené, tedy hustota  $\rho = 1,1965 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$  a kinematická viskozita  $\nu = 0,000015295 \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$ .

Počáteční podmínky rychlosti a tlaku byly nastaveny na  $V_\infty = 0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$  a  $P = 0 \text{ Pa}$ .

Počáteční podmínky turbulentního modelu byly vypočteny dle rovnice 2.9 a 2.10 např. pro  $V_\infty = 33,33 \text{ m/s}$ .

$$k = \frac{2}{3} \cdot (V_\infty \cdot I)^2 = 0,16335 \quad (2.9) - \text{Turbulentní kinetická energie}$$

Kde „Turbulence intensity“ je 1%, tedy  $I = 0,01$  a  $V_\infty$  rychlost proudění vstupující do domény, což odpovídá rychlosti letounu v daném režimu.

$$\omega = \frac{\sqrt{k}}{l} = 4,04165 \quad (2.10) - \text{Specifická rychlost disipace energie}$$

Kde „Turbulence length scale“, označené jako  $l = 0,1 \text{ m}$ .

Byla provedena studie citlivosti na parametry  $I$  a  $l$ . Hodnoty byly zvoleny v okolí doporučených hodnot pro letadla a vybrána byla horní hranice příslušného intervalu [6]. Výpočet byl proveden pro  $d_h = 1,5 \text{ m}$ , cestovní rychlost a celý letoun za úhlu náběhu  $\alpha = 7^\circ$  při zadní centráži.

	$I = 1\%$	$I = 0,5\%$	$I = 0,1\%$
Počet iterací výpočtu	423	409	425
$C_L [-]$	0,609285	0,610254	0,609542
$C_D [-]$	0,055584	0,057545	0,055452
$C_M [-]$	-0,119338	-0,121012	-0,119012
	$l = 0,05[m]$	$l = 0,1[m]$	$l = 0,5[m]$
Počet iterací výpočtu	415	429	423
$C_L [-]$	0,608998	0,608954	0,608785
$C_D [-]$	0,055985	0,055256	0,054425
$C_M [-]$	-0,120624	-0,118879	-0,121425

Tabulka 2-12: Studie citlivosti na parametry turbulence

Výsledky v tabulce 2-12 ukazují zanedbatelné rozdíly. Nastavení parametrů  $I$  a  $l$  nemá na výsledky výpočtu ani na rychlost konvergence podstatný vliv, pokud se hodnoty pohybují v okolí doporučených hodnot. To je pravděpodobně dáno velkou vzdáleností před letounem v doméně a rozumným nastavením parametrů. Parametry turbulence jsou totiž nastaveny pouze na vstupu do domény, a než se proudění dostane k samotnému letounu, tyto parametry se změní a stabilizují alespoň z části na určité hodnotě dané samotným výpočtem. Díky tomu je vliv na proudění okolo letounu minimální, což potvrzují výpočty.



Okrajové podmínky byly zvoleny:

Vnější plochy domény	Fixed velocity inlet
Rovina symetrie	Symmetry
Boční plocha domény	Wall, Slip
Letoun	Wall, No-slip, Full resolution

Tabulka 2-13: Nastavení okrajových podmínek

Numerické nastavení:

Relaxační faktor - p	0,3
Relaxační faktor - U	0,7
Relaxační faktor - k	0,7
Relaxační faktor - omega	0,7
Řešič - p	GAMG
Řešič - U	PBiCG
Řešič - k	PBiCG
Řešič - omega	PBiCG
Časový režim	Steady-state
Schématy pro výpočet gradientů	Least squares
Schématy pro divergenci	Bounded Gauss
Laplacovo schéma	Gauss linear corrected
Interpolační schéma	Cubic

Tabulka 2-14: Numerické nastavení výpočtu

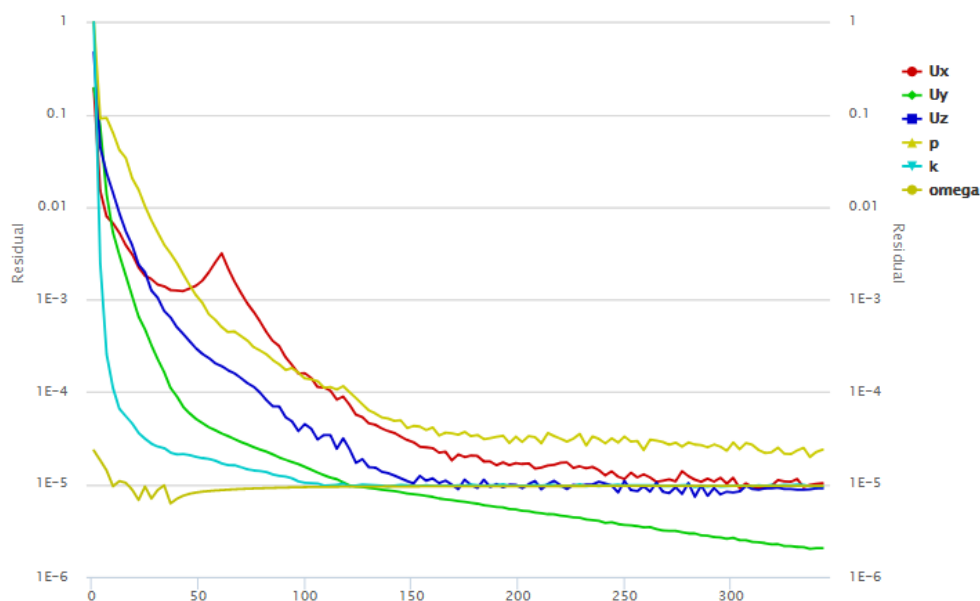
Z přídatných výpočtů byly počítány parametry  $y^+$ , Wall shear stress a v případě potřeby při vysokých úhlech náběhu byl vypočítán Q-criterion pro vizualizaci vířivosti.

### 2.3.7. Výsledky výpočtů

Pro posouzení, zda výpočet dosáhl potřebné přesnosti, byly použity dvě podmínky pro posouzení konvergence. První byly hodnoty residuálů. Pro dosažení úspěšné konvergence byl nastaven požadavek, že všechny hodnoty musí být menší než  $1 \cdot 10^{-4}$ , po 50 iterací. V případě výpočtu vyšších úhlů náběhu a obtížně dosažitelné konvergence byla akceptována i hodnota  $1 \cdot 10^{-3}$ . Pokud nebyl směr proudu v doméně natáčen, dosáhl výpočet vždy konvergence bez snížení nároků na hodnotu residuálů.

Další podmínkou byly koeficienty vztlaku, odporu a klopivého momentu. Ty se nesměly změnit po 50 iterací o více než 0,1. To se ukázalo problematické v případě koeficientu klopivého momentu. V těchto případech nepomohlo ani snížení relaxačních faktorů, pouze zvýšení kvality sítě, především mezní vrstvy.

Výpočty konvergovaly před dosažením 500 iterací, ve vysokých úhlech náběhu do 1500 iterací.



Obr. 2-9 Ukázka úspěšné konvergence

### 2.3.8. Ověření výsledků výpočtů

#### 2.3.8.1. Porovnání s měřením v aerodynamickém tunelu

Pro ověření přesnosti výsledků byl popsán postup výpočtu použit na křídlo o délce 1m a hloubce 1m. Toto křídlo bylo uzavřeno po obou stranách stěnami, aby se zamezilo vlivu koncových efektů na křídle. Výsledky tohoto výpočtu pak byly porovnány s měřením v aerodynamickém tunelu provedeným agenturou NACA (dnes NASA), pro NACA 0009 za úhlu náběhu  $4^\circ$ . Koeficienty odporu a klopivého momentu byly naměřeny, ale nebyly uvedeny ve zprávě [3].

Přesnost výpočtu je přijatelná, avšak odchylka na celém letounu může být vyšší.

Tabulka výsledků a vypočtených odchylek od měření NACA:

	NACA - zdroj [3]	CFD ( hexahedrální síť )	CFD ( tetrahedrální síť )
$C_L [-]$	0,4	0,415	0,417
$C_D [-]$	N/A	0,013	0,012
$C_M [-]$	N/A	0,011	0,015
$\Delta C_L [\%]$	0	3,73	4,25
$\Delta C_D [\%]$	N/A	N/A	N/A
$\Delta C_M [\%]$	N/A	N/A	N/A

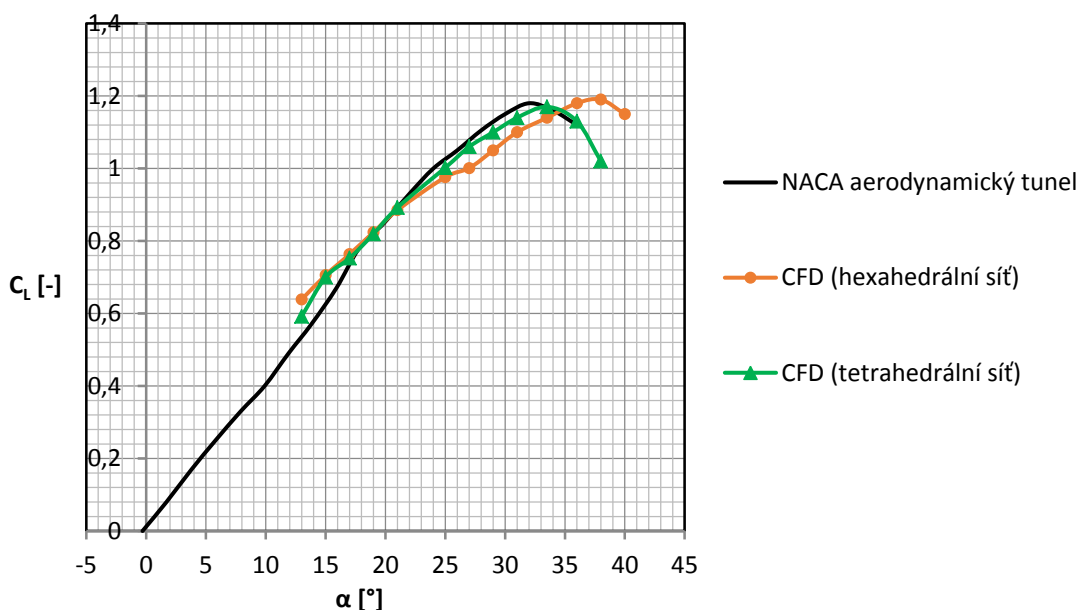
Tabulka 2-15: Odchylky od měření v aerodynamickém tunelu

#### 2.3.8.2. Porovnání s měřením v aerodynamickém tunelu pro vysoké úhly náběhu

Pro srovnání byl ze zprávy NACA, popisující šípovitá křídla za nízkých rychlostí, vybrán model č.7. Ten byl pak vymodelován dle instrukcí ve zprávě a pomocí sítí pro vyšší úhly náběhu otestován při  $Re \in < 620\,000; 1\,250\,000 >$  (dle hloubky profilu). Pro porovnání byly převzaty hodnoty koeficientu vztlaku z NACA zprávy pro tento případ [12].



## Srovnání vztlakových čar



Graf č. 2 – Srovnání vztlakových čar pro aerodynamický tunel a CFD

Na grafu č.2 jsou porovnány identické případy výpočtu s použitím sítí. Každá z nich využívá jiný typ prvků. Z grafu je vidět, že hexahedrální síť hodnoty vztlaku podhodnocuje ve vyšších úhlech náběhu. Horší však je, že zcela nesprávně udává kritický úhel náběhu. Budeme-li považovat hodnoty z aerodynamického tunelu za správné, tak chyba při použití hexahedrální sítě je  $6^\circ$ . Stejně tak se výpočet dopustil chyby při stanovení maximálního součinitele vztlaku, ale tato chyba je přijatelná.

Síť s tetrahedrálními prvky situaci popisuje lépe. Hodnoty součinitele vztlaku jsou při různých úhlech náběhu mnohem bližší hodnotám naměřeným, stejně tak hodnoty maximálního součinitele vztlaku jsou dostatečně přesně stanovené. Rozdíl při stanovení kritického úhlu náběhu je pouze  $1,5^\circ$ .

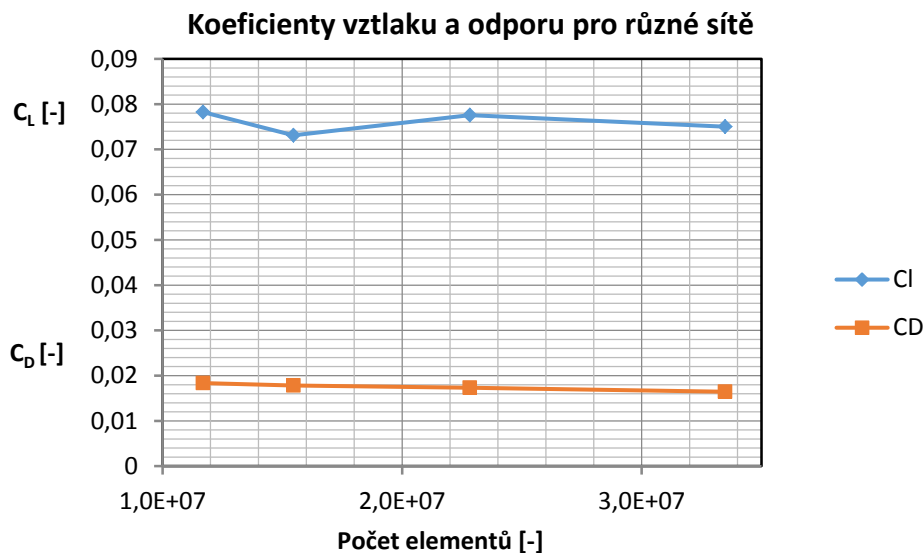
### 2.3.8.3. Ověření nezávislosti řešení na kvalitě hexahedrální sítě

Kvalita sítě má zásadní vliv na přesnost výpočtu, ale zároveň výrazně zvyšuje nutný výpočetní čas. Proto byly otestovány 4 sítě různých velikostí pro ověření, zda se výsledky nebudou dramaticky lišit při změnách velikosti sítě v porovnání se sítí, která byla použita pro výpočty. To by znamenalo nesprávně zvolenou velikost sítě.

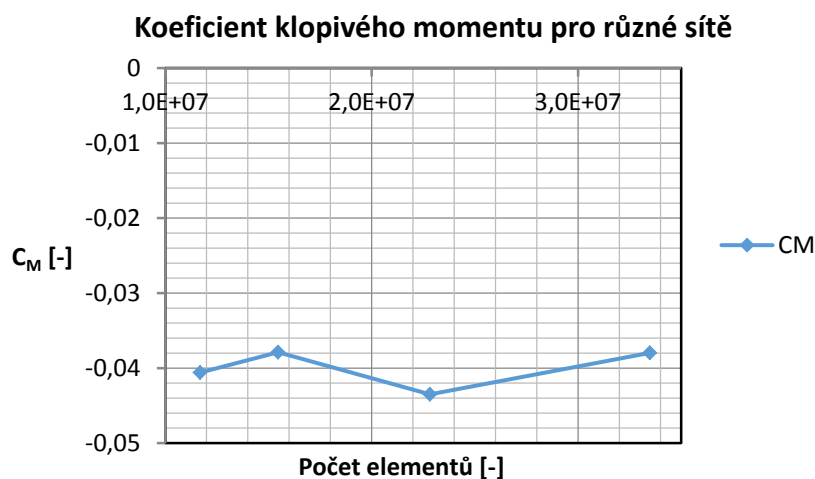
Tabulka odchylek koeficientů při použití různých sítí:

Počet elementů	11 686 634	15 466 356	22 826 183	33 482 787
$C_L$ [-]	0,0782	0,0731	0,0775	0,0750
$C_D$ [-]	0,0183	0,0178	0,0173	0,0164
$C_M$ [-]	-0,0406	-0,0379	-0,0435	-0,0379
Odchylky				
$\Delta C_L$ [%]	0,88	-5,73	0	-3,3
$\Delta C_D$ [%]	5,86	2,91	0	-5,1
$\Delta C_M$ [%]	-6,67	-12,87	0	-12,7

Tabulka 2-16: Studie závislosti řešení na kvalitě sítě



Graf č. 3 – Studie nezávislosti řešení na kvalitě hexahedrální sítě 1



Graf č. 4 - Studie nezávislosti řešení na kvalitě hexahedrální sítě 2

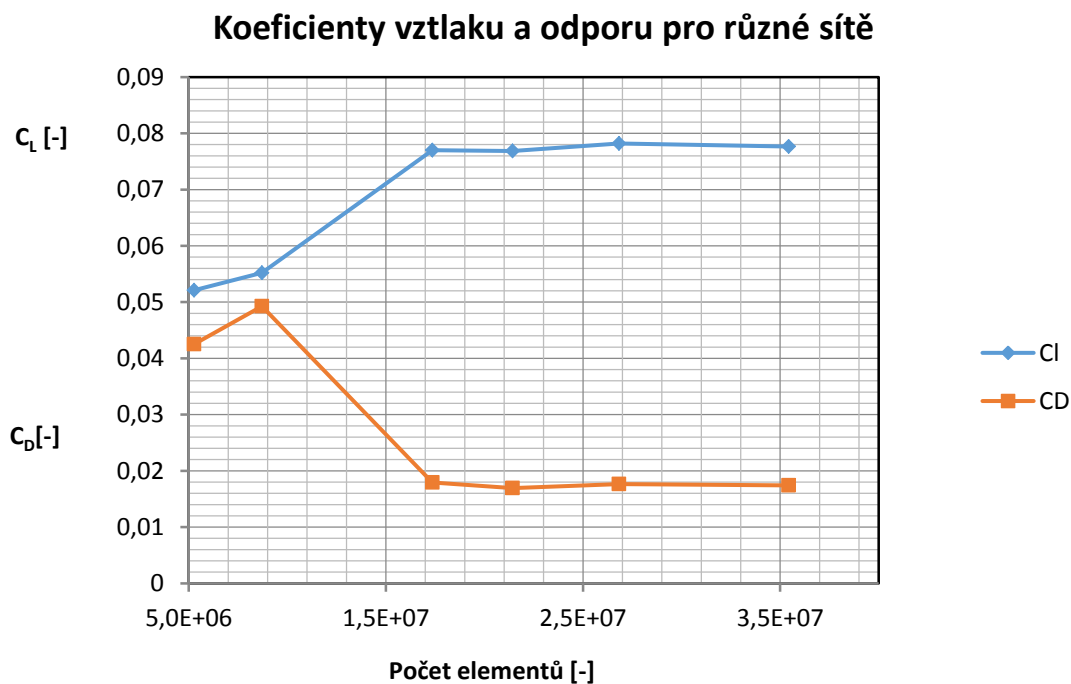
Odchylky sítí jsou v přijatelných mezích. Proto bude využita pro další výpočty velikost sítě o 23E+06 počtu buněk. Tento test byl však proveden při nastavení letounu pro nízký úhel náběhu, a proto pro vyšší úhly náběhu bude použita kvalitnější síť.

#### 2.3.8.4 Ověření nezávislosti řešení na kvalitě tetrahedrální sítě

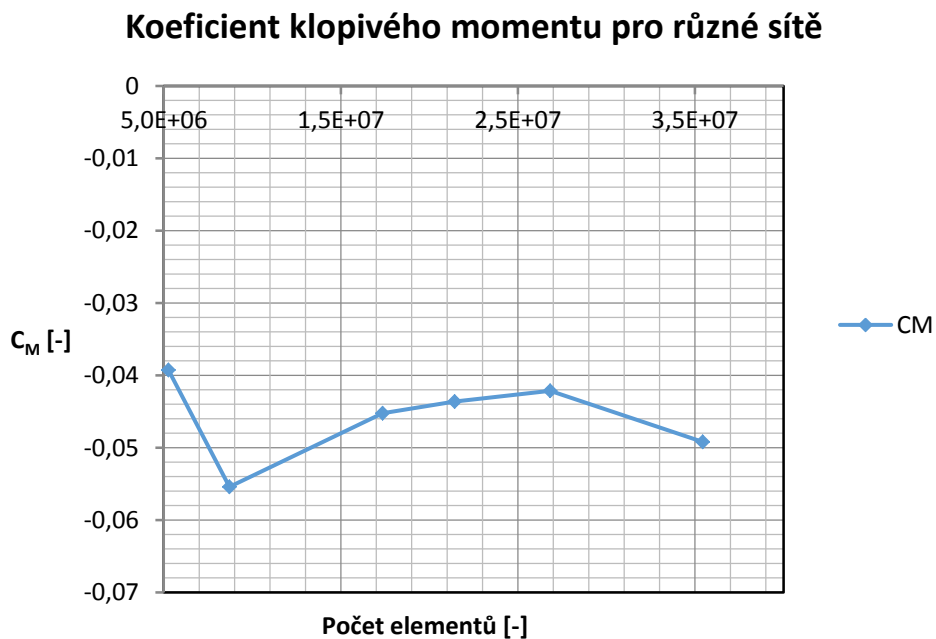
Tabulka odchylek koeficientů při použití různých sítí:

Počet elementů	5 265 546	8 709 213	17 355 254	21 425 061	26 824 176	35 434 737
$C_L$ [-]	0,0521	0,055	0,077	0,0768	0,0782	0,0776
$C_D$ [-]	0,0425	0,0492	0,0179	0,0169	0,0176	0,0174
$C_M$ [-]	-0,0392	-0,0554	-0,0452	-0,0436	-0,0421	-0,0492
Odchylky						
$\Delta C_L$ [%]	-33,3	-29,4	-1,5	-1,7	0	-0,6
$\Delta C_D$ [%]	141,1	179,3	1,6	-4,2	0	-1,2
$\Delta C_M$ [%]	-6,8	31,4	7,3	3,3	0	16,7

Tabulka 2-17: Studie závislosti řešení na kvalitě sítě



Graf č. 5 - Studie nezávislosti řešení na kvalitě tetrahedrál ní sítě



Graf č. 6 - Studie nezávislosti řešení na kvalitě tetrahedrál ní sítě 2

První dvě sítě jsou nevhodné a výsledky z nich nesprávné. Pro výpočet byla použita síť s 26 824 176 elementy.



### 3. Stabilita v cestovním režimu

Pro určení potřebných výchylek kormidel v nízkých úhlech náběhu byly zvoleny panelové metody, konkrétně programy XFLR5 a AVL. Tyto programy budou použity pro určení potřebných výchylek pouze v nízkých úhlech náběhu, protože nedokáží předpovědět separaci mezní vrstvy. Výpočty budou provedeny zvlášť pro křídlo, VOP a trup. Z jednotlivých výsledků pak budou potřebná data vypočtena pomocí momentové rovnováhy. Vzhledem k tomu, že panelové metody dávají pouze přibližný výsledek, bude provedeno porovnání výsledků s CFD metodou.

#### 3.1. Mohutnosti ocasních ploch

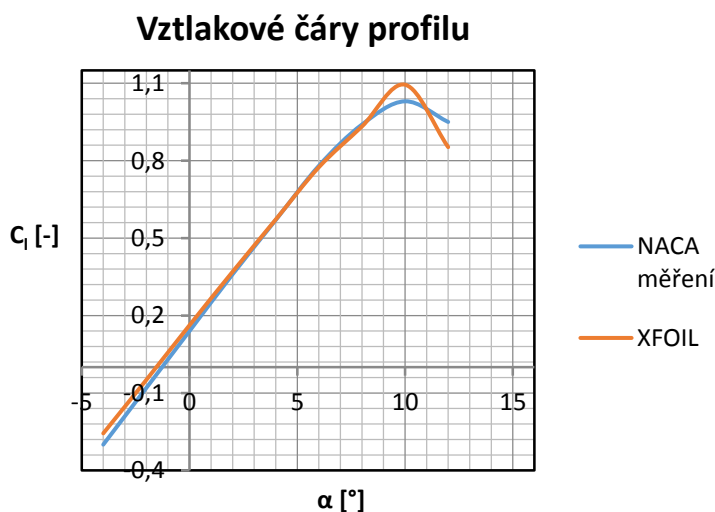
Pro posouzení dostatečné efektivity ocasních ploch byly vypočteny jejich mohutnosti dle následujících rovnic:

$$\tilde{V}_{SOP} = \frac{S_{SOP} \cdot l_{SOP}}{S \cdot c_{SAT}} \doteq 0,07 \quad (3.1) - \text{Mohutnost SOP}$$

$$\tilde{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot l_{VOP}}{S \cdot c_{SAT}} = 0,475 \quad (3.2) - \text{Mohutnost VOP}$$

#### 3.2. Vlastnosti profilu NACA 63-212

Vztlková čára profilu NACA 63-212 byla převzata z NACA zprávy [13]. Vzhledem k rychlostem, ve kterých letoun poletí, byla vybrána data pro nejnižší Machovo číslo ve zprávě, tedy  $M = 0,3$ . Režim, ve kterém byla data získána, sice neodpovídá přesně, avšak hodnoty se velmi dobře shodují s výpočtem v programu XFOIL.



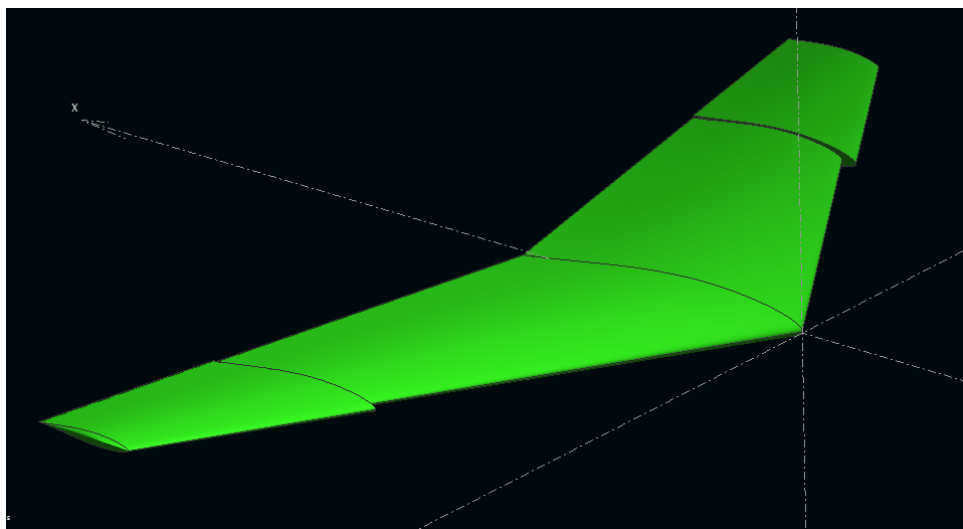
Graf č. 7 - Vztlková čára profilu NACA 63-212



Z grafu č.7 je podstatná hodnota maximálního součinitele vztlaku profilu. V tomto parametru se XFOIL a NACA měření liší. Můžeme však říct, že tato hodnota bude pravděpodobně ležet v intervalu  $C_l \in (1,0 ; 1,1)$ .

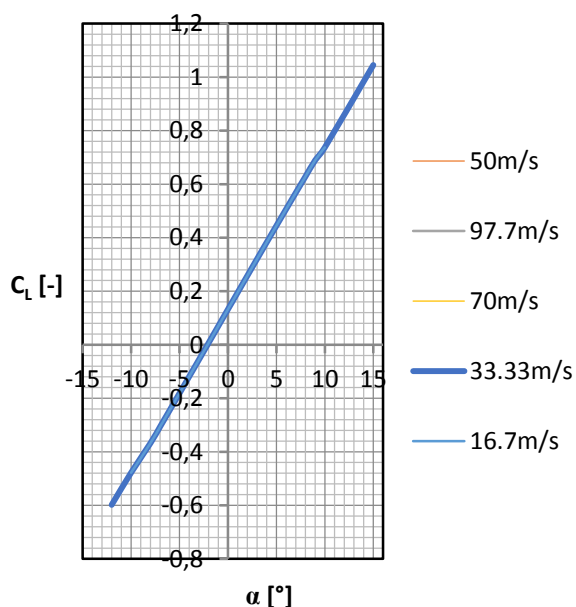
### 3.3. Aerodynamické charakteristiky křídla

#### 3.3.1. Dle XFLR5



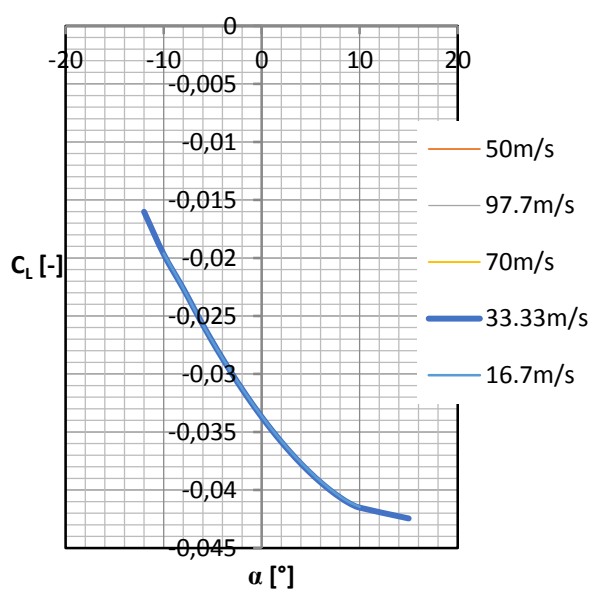
Obr. 3-1 Křídlo v XFLR5

Vztlaková čára křídla dle XFLR5



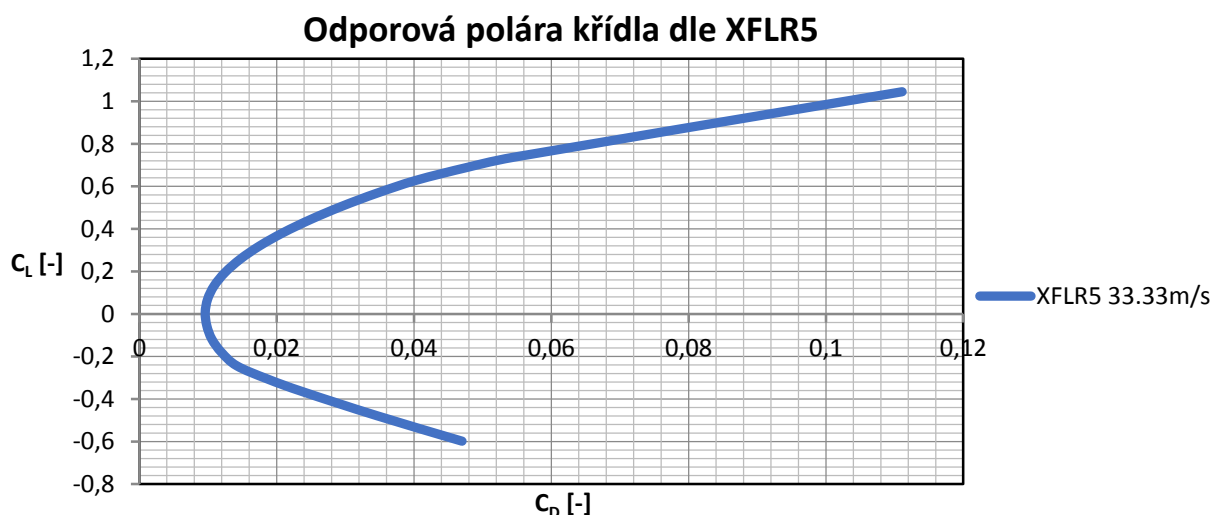
Graf č. 8 – Vztlaková čára křídla dle XFLR5

Momentová čára křídla dle XFLR5



Graf č. 9 – Momentová čára dle XFLR5





Graf č. 10 – Odporová polára křídla dle XFLR5

Vztlaková čára velice přesně odpovídá přímce, to se shoduje s očekáváním. Z toho bylo usouzeno, že výpočet byl proveden správně, v rámci přesnosti metody. Jak vztlakové čáry, tak i momentové křivky, jsou téměř totožné v celém rozsahu rychlostí (křivky v grafu splývají), tedy dle výpočtu nemá rychlost významný vliv na koeficienty vztlaku a odporu.

Vypočtená data jsou pouze v daném rozmezí, protože XFLR5 nekonvergoval za nižších a vyšších úhlů náběhu.

Vypočtenými body vztlakové čáry byla proložena přímka pomocí metody nejmenších čtverců. Tato přímka pak byla použita při výpočtu jako vztlaková čára.

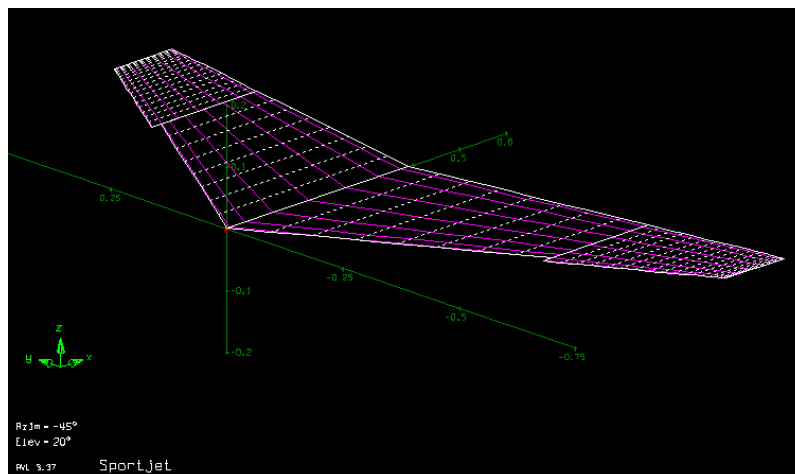
Sklon vztlakové čáry byl vypočten dle rovnice 3.3.

$$C_{La} \equiv \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = 3,57 \text{ rad}^{-1} \quad (3.3) - \text{Sklon vztlakové čáry}$$

Body odporové poláry byl proložen polynomem a z průsečíku s osou byla vypočtena hodnota součinitele odporu při nulovém vztlaku.

Součinitel odporu při nulovém vztlaku dle XFLR5 je  $C_{D0} = 0,007$ .

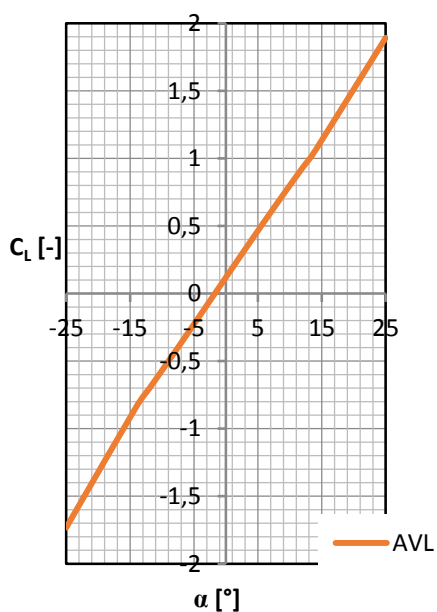
### 3.3.2. Dle AVL



Obr. 3-2 Křídlo v AVL

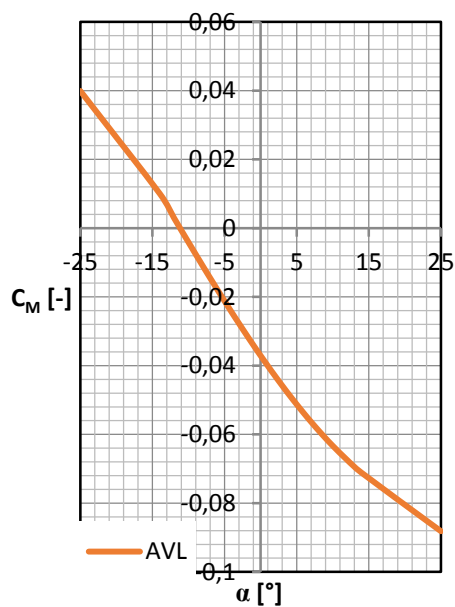


**Vztlaková čára křídla dle AVL**



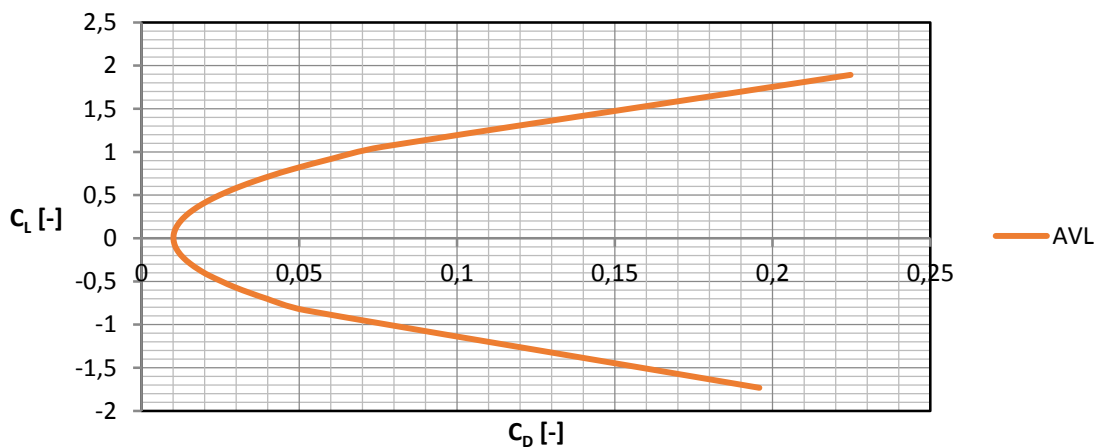
Graf č. 11 – Vztlaková čára křídla dle AVL

**Momentová čára křídla dle AVL**



Graf č. 12 – Momentová čára křídla dle AVL

**Odporová polára křídla**



Graf č. 13 – Odporová polára křídla dle AVL

Sklon vztlakové čáry dle AVL byl opět vypočten proložením přímky:

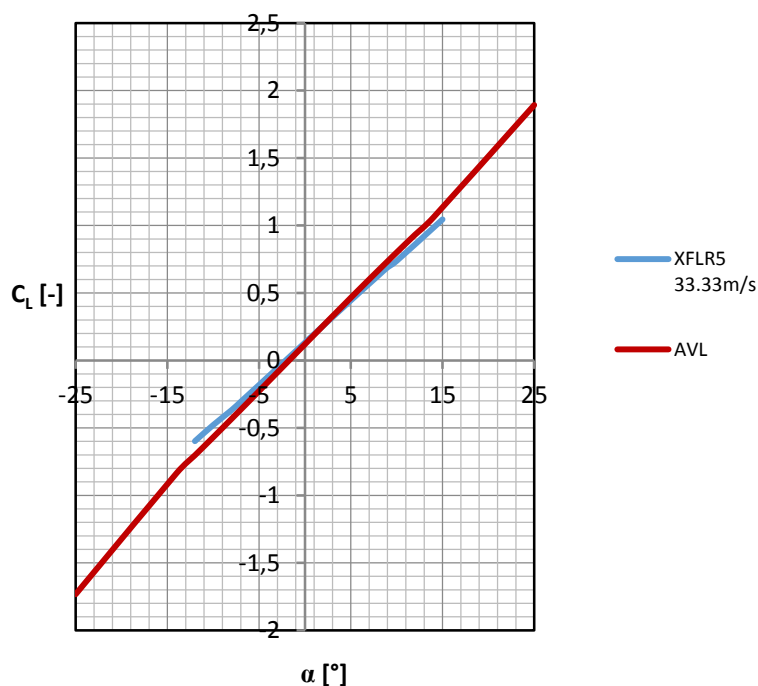
$$C_{La} \equiv \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = 3,947 \text{ rad}^{-1} \quad (3.4) - \text{Sklon vztlakové čáry}$$

Součinitel odporu při nulovém vztlaku  $C_{D0} = 0,01$ .



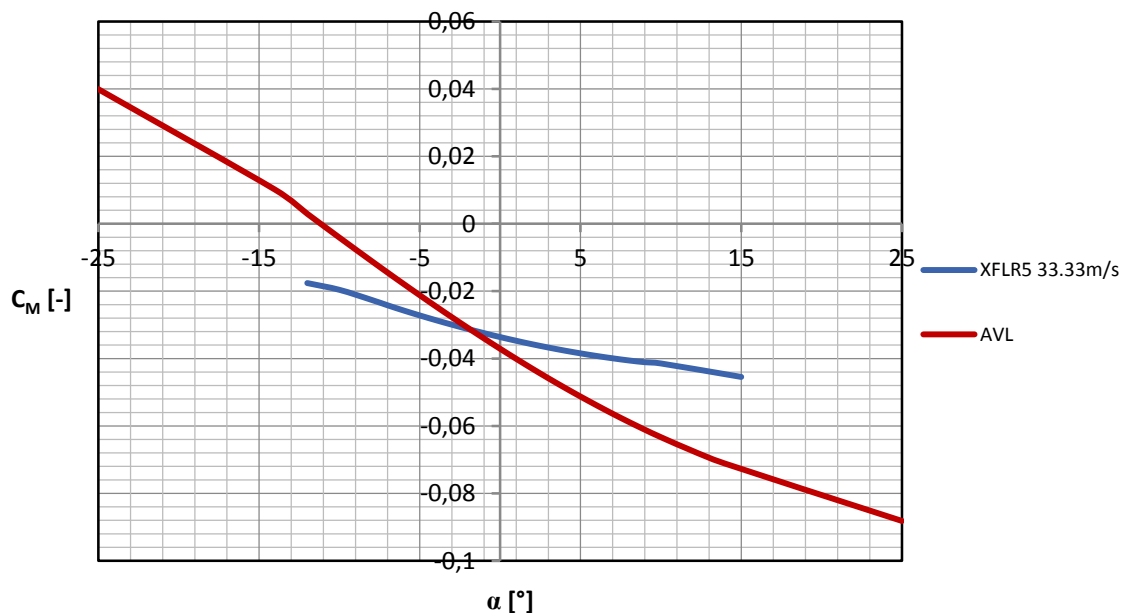
## 3.3.3. Srovnání XFLR5 a AVL

## Srovnání vztlakových čar křídla



Graf č. 14 – Srovnání vztlakových čar křídla panelových metod

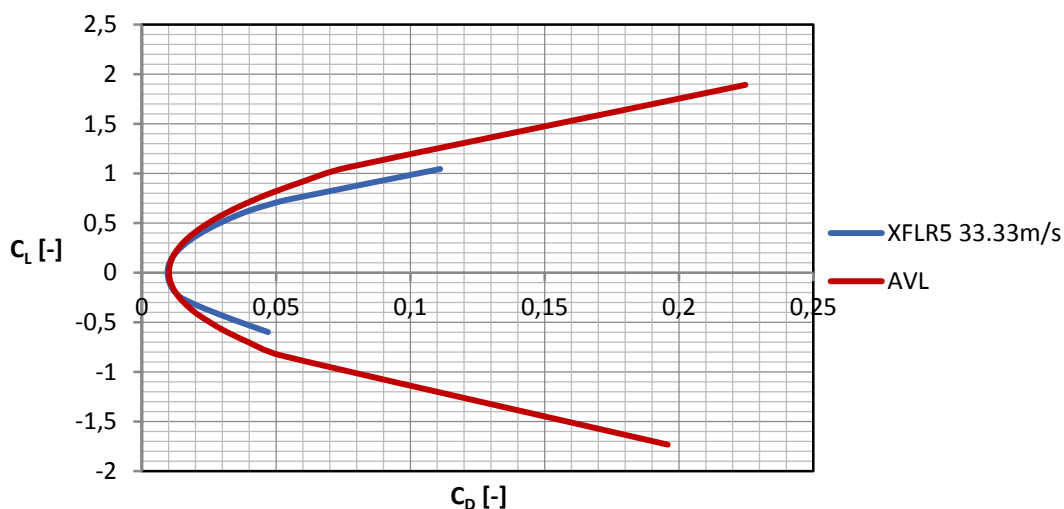
## Srovnání momentových čar křídla



Graf č. 15 – Srovnání momentových čar křídla panelových metod



### Srovnání odporových polár křídla



Graf č. 16 – Srovnání odporových polár křídla panelových metod

Tabulka největších odchylek dat:

	při $\alpha$ [°]	Odchylka XFLR5 [%]	Odchylka AVL [%]
$C_L$	10	-7,88	0
$C_M$	10	-32,37	0
$C_D$	0	-28,24	0

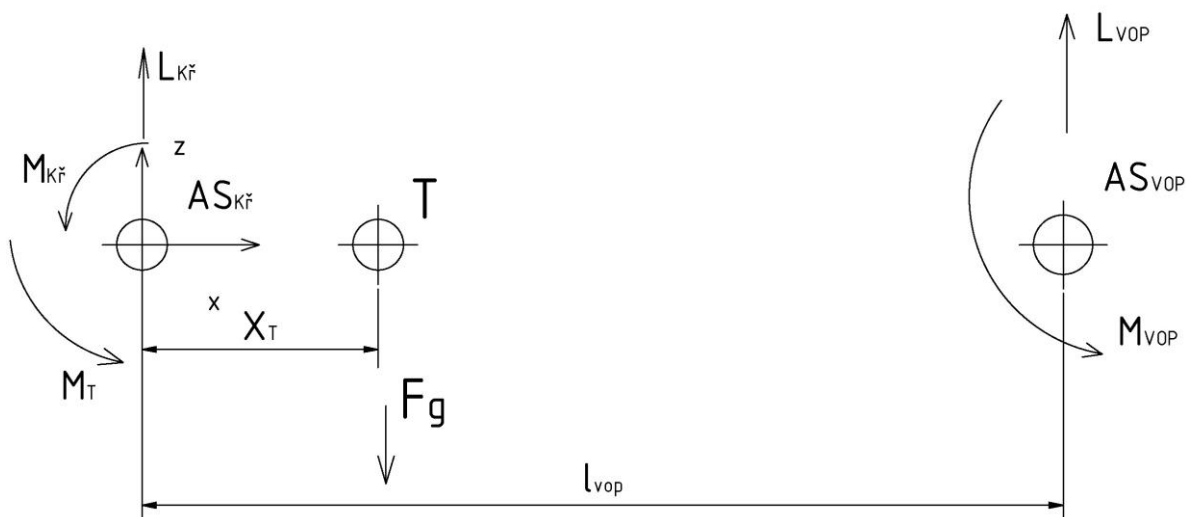
Tabulka 3-1: Odchyly dat XFLR5 a AVL pro křídlo

Porovnání ukázalo přijatelnou shodu výpočtů v AVL a XFLR5. Z grafů je vidět, že nepřesnosti narůstají se zvyšujícím se úhlem náběhu. Mezi výsledky z obou programů je rozdíl především v koeficientu klopivého momentu, a proto budou další výpočty provedeny pro oba programy.

#### 3.4. Momentová rovnováha

Pro výpočet podélné stability bylo stanoveno následující schéma, které kombinuje síly a momenty působící na křídlo, VOP a trup. Jako střed souřadnicového systému byl zvolen aerodynamický střed křídla. Momentová rovnováha však bude počítána k těžišti, neboli centráži.

Centráž je poloha těžiště vyjádřená v procentech střední aerodynamické tětiny a měřená od náběžné hrany této tětiny. Bohužel však centráž letadla není stále na jednom místě. Během letu je spotřebováváno palivo, což mění polohu těžiště. Dále také přesný výpočet těžiště pomocí CAD modelu by byl příliš zdlouhavý a ne nutně dokonale přesný. Tyto faktory, a v případě jiných typů letadel i další, budou vytvářet interval, ve kterém se bude skutečná centráž pohybovat. Navíc letoun musí být schopen např. přistávat jak s plnou nádrží, tak i s prázdnou. To stejné platí pro vzlet i akrobacii. Proto při návrhu musíme brát v potaz obě extrémní hodnoty centráží tak, aby byly zajištěny požadované vlastnosti ve všech režimech letu při daném rozsahu centráží. Prototyp bude vyvážen tak, aby odpovídal stanovenému rozsahu centráží.



Obr. 3-3 Schéma pro klopivý moment

Z uvedeného schématu byla odvozena rovnice 3.5.

$$0 = (-F_g \cdot 0) + (M_{Kř} - L_{Kř} \cdot X_T) + (M_{VOP} + L_{VOP} \cdot (l_{VOP} - X_T)) + M_T \quad (3.5) - \text{Rovnice statické rovnováhy}$$

Pro další výpočty je nutné dosadit do rovnice následující vztahy:

$$M_{Kř} = \frac{1}{2} \cdot C_{M,Kř} \cdot 1.225 \cdot V_{\infty}^2 \cdot S \cdot c_{SAT,Kř} \quad (3.6) - \text{Moment křídla}$$

$$L_{Kř} = \frac{1}{2} \cdot C_{L,Kř} \cdot 1.225 \cdot V_{\infty}^2 \cdot S \quad (3.7) - \text{Vztlaková síla křídla}$$

$$M_{VOP} = \frac{1}{2} \cdot C_{M,VOP} \cdot 1.225 \cdot V_{\infty}^2 \cdot S_{VOP} \cdot c_{VOP} \quad (3.8) - \text{Moment VOP}$$

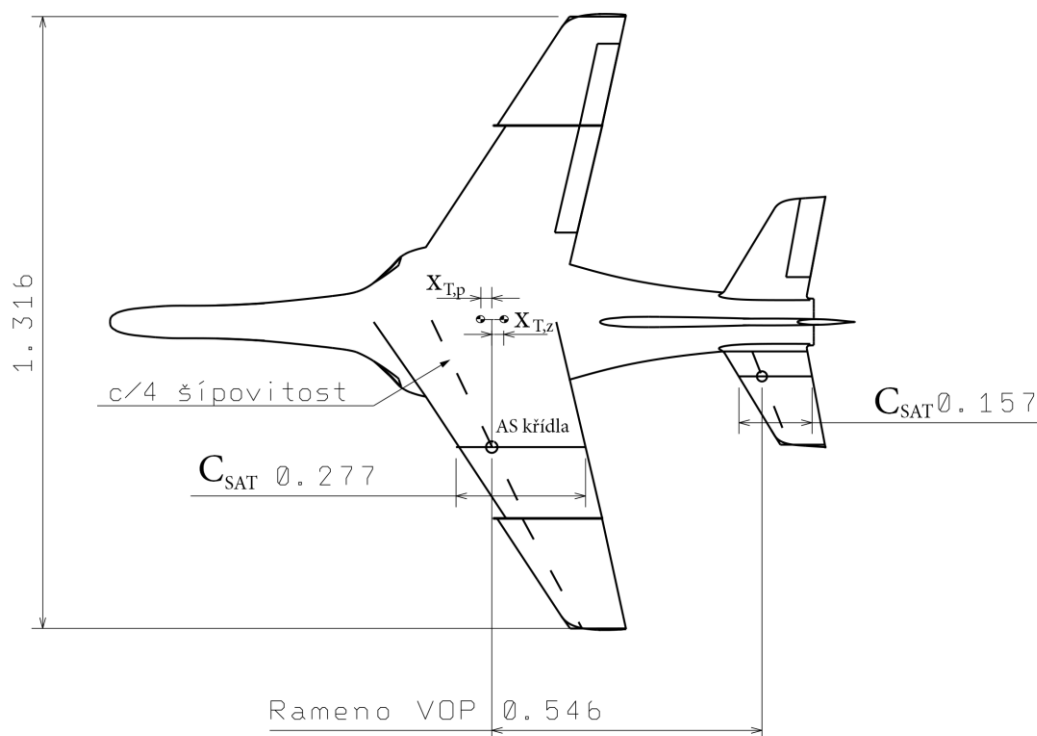
$$L_{VOP} = \frac{1}{2} \cdot C_{L,Kř} \cdot 1.225 \cdot V_{\infty}^2 \cdot S_{VOP} \quad (3.9) - \text{Vztlaková síla VOP}$$

$$M_T = \frac{1}{2} \cdot C_{M,T} \cdot 1.225 \cdot V_{\infty}^2 \cdot S \cdot c_{SAT,Kř} \quad (3.10) - \text{Moment trupu}$$

### 3.5. Potřebný vztlak od VOP k vyvážení klopivého momentu

Pro výpočet potřebného koeficientu vztlaku od VOP při různých úhlech náběhu byla vyjádřena rovnice 3.11.

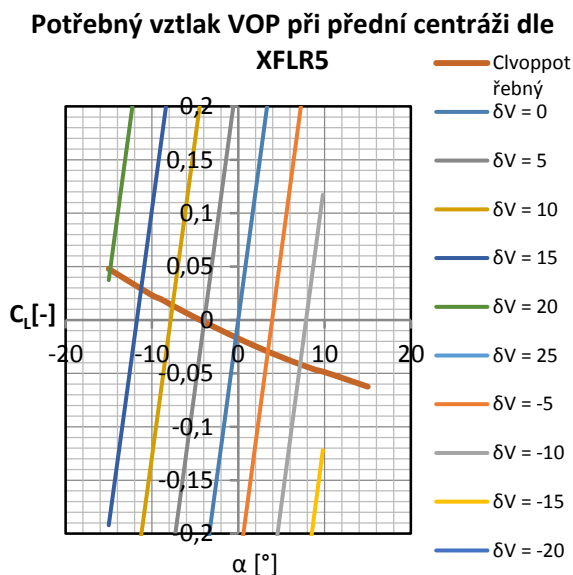
$$C_{Lvop} = \frac{-C_{M,Kř} \cdot c_{SAT,Kř} + C_{LKř} \cdot X_T - C_{M,VOP} \cdot c_{VOP} - C_{M,T} \cdot c_{SAT,Kř}}{(l_{VOP} - X_T)} \quad (3.11) - \text{Potřebný koeficient vztlaku VOP}$$



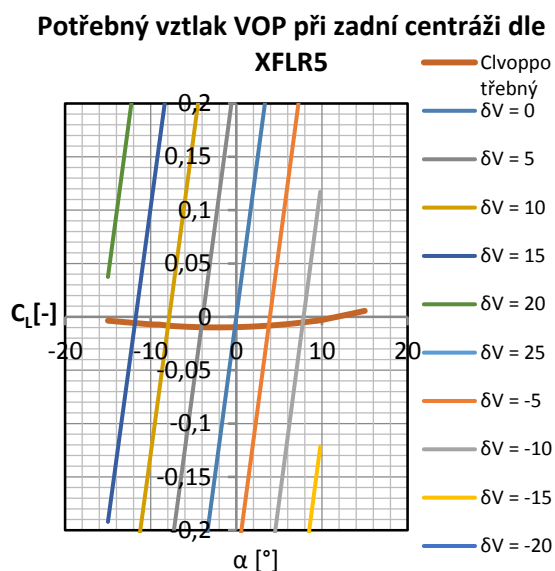
Obr. 3-4 Rameno VOP

Hodnoty polohy těžiště jsou:  $X_{T,p} = -0,031301 \text{ m}$  a  $X_{T,z} = 0,004709 \text{ m}$ .

Data pro křídlo a VOP budou brána jak z AVL, tak i z XFLR5. Moment trupu byl vypočítán analyticky.



Graf č. 17 – Potřebný vztlak VOP, XFLR5

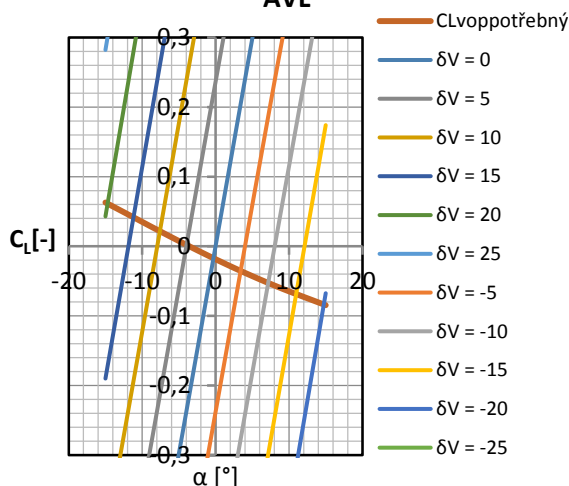


Graf č. 18 - Potřebný vztlak VOP, XFLR5

Data generovaná z XFLR5 opět nejsou kompletní, protože výpočet ve vyšších úhlech náběhu nekonvergoval.

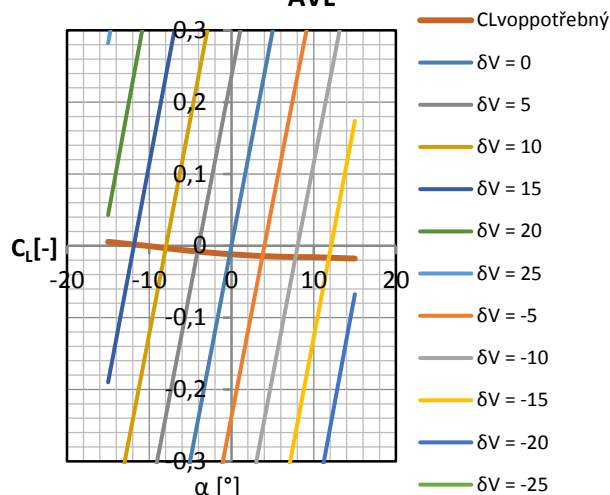


**Potřebný vztlak VOP při přední centrāži dle AVL**



**Graf č. 19 – Potřebný vztlak VOP, AVL**

**Potřebný vztlak VOP při zadní centrāži dle AVL**



**Graf č. 20 – Potřebný vztlak VOP, AVL**

Dle AVL i XFLR5 bude nutná větší výchylka výškového kormidla při přední centrāži pro zajištění stabilního letu, proto letadlo bude vyváženo co nejbliž k zadní centrāži, a tím se sníží nárok na kormidla. V případě přední centrāže bude daný rozsah kormidla dostatečný pro zajištění stabilního letu v rozsahu úhlů náběhu od  $\alpha = -15^\circ$  do  $\alpha = 15^\circ$ . Stabilita ve vyšších úhlech náběhu bude řešena v dalších kapitolách.

Následující tabulka srovnává úhly náběhu, při nichž dle AVL a XFLR5 dojde k nulovému klopivému momentu při jednotlivých úhlech nastavení kormidla VOP:

	při $\alpha$ [°]	Odchylka XFLR5 [%]	Odchylka AVL [%]
Přední centrāž	-10	0,47	0
Zadní centrāž	10	0,98	0

**Tabulka 3-2: Srovnání potřebných výchylek VOP v AVL a XFLR5**

Odchylky vypočtených dat jsou až překvapivě malé. Je to dáno především tím, že XFLR5 za úhlů náběhu vyšších než  $15^\circ$  a nižších než  $-12^\circ$  nedosáhlo konvergence, tedy tato data nemohla být brána v potaz. Tyto intervaly však v dřívějších výpočtech vykazovaly největší výchylky. To znamená, že obě metody se výborně shodují především v nízkých úhlech náběhu.

Následující tabulka ukazuje potřebné koeficienty vztlaku od VOP dle XFLR5 a AVL při přední a zadní centrāži.

	XFLR5			AVL		
$\alpha$ [°]	$C_{L,Kř}$ [-]	$C_{L,VOP,p}$ [-]	$C_{L,VOP,z}$ [-]	$C_{L,Kř}$ [-]	$C_{L,VOP,p}$ [-]	$C_{L,VOP,z}$ [-]
-15	-0,792313	0,047823347	-0,003588	-0,92231	0,062923	0,005612
-10	-0,478186	0,023213696	-0,007054	-0,56866	0,0351	-0,0004
-9	-0,4252123	0,019736811	-0,007238	-0,49873	0,029429	-0,00179
-8	-0,36778	0,01517909	-0,008278	-0,43267	0,023985	-0,0032
-7	-0,305944	0,010844417	-0,008787	-0,36418	0,01848	-0,00452
-6	-0,243813	0,006572334	-0,00921	-0,29541	0,01302	-0,00577



-5	-0,181436	0,002382516	-0,009529	-0,22641	0,007608	-0,00695
-4	-0,118864	-0,001721186	-0,009743	-0,15725	0,002249	-0,00806
-3	-0,056147	-0,005741234	-0,009858	-0,08797	-0,00305	-0,00911
-2	0,006665	-0,009679089	-0,00988	-0,01862	-0,00829	-0,01008
-1	0,069521	-0,013533903	-0,009809	0,05075	-0,01346	-0,01098
0	0,13237	-0,017303254	-0,009648	0,12009	-0,01857	-0,01181
1	0,19516	-0,020984189	-0,009397	0,18934	-0,02359	-0,01256
2	0,25784	-0,024574014	-0,009056	0,25846	-0,02854	-0,01324
3	0,32036	-0,028068517	-0,008623	0,32739	-0,0334	-0,01384
4	0,382669	-0,03146309	-0,008099	0,39608	-0,03817	-0,01436
5	0,444717	-0,03475037	-0,007477	0,46449	-0,04284	-0,01479
6	0,506453	-0,037927389	-0,006758	0,53257	-0,04743	-0,01515
7	0,56783	-0,040990919	-0,005942	0,60025	-0,05191	-0,01544
8	0,628798	-0,043932795	-0,005024	0,66751	-0,05629	-0,01563
9	0,689309	-0,046747773	-0,004001	0,73429	-0,06057	-0,01575
10	0,737358	-0,048750433	-0,00294	0,80054	-0,06473	-0,01578
15	1,034124	-0,062410966	0,0055895	1,104124	-0,08462	-0,01772

Tabulka 3-3: Potřebných koef. vztlaku VOP

Je vhodné dodat, že při výpočtu bylo vynecháno zakřivení proudu za křídlem, které změní ofukovaný směr VOP, což sníží přesnost výpočtu.

### 3.6. Úhel nastavení VOP

Úkolem VOP je vytvářet moment, který vyrovnává klopivý moment. Negativní efekt VOP je však ve zvýšení odporu, a v případě nevhodného úhlu nastavení VOP také v tvorbě momentu za cestovního režimu letu, který letoun vyvádí ze statické rovnováhy. Tento moment je poté nutné kompenzovat vychýlením výškového kormidla, což více zvyšuje odpor a zatěžuje pilota, a tedy snižuje letové výkony. Proto byl na základě dat z panelových metod tento výpočet proveden pro cestovní režim.

Výpočet byl proveden pomocí programu Matlab. Data získaná z panelových metod byla proložena vhodnými přímkami nebo křivkami. Z těchto křivek byl proveden výpočet pomocí rovnice 3.12.

$$0 = L_{VOP} \cdot (l_{VOP} - X_T) - L_{Kř} \cdot X_T + M_{VOP} + M_T + M_{Kř}$$

(3.12) – Rovnice statické rovnováhy





Výsledky pro  $V_\infty = 33.33 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$  jsou:

Pro letoun s plnou nádrží:

$$\varphi_{VOP,p} \doteq -2,489^\circ \text{ a } \varphi_{VOP,z} \doteq -3,376^\circ$$

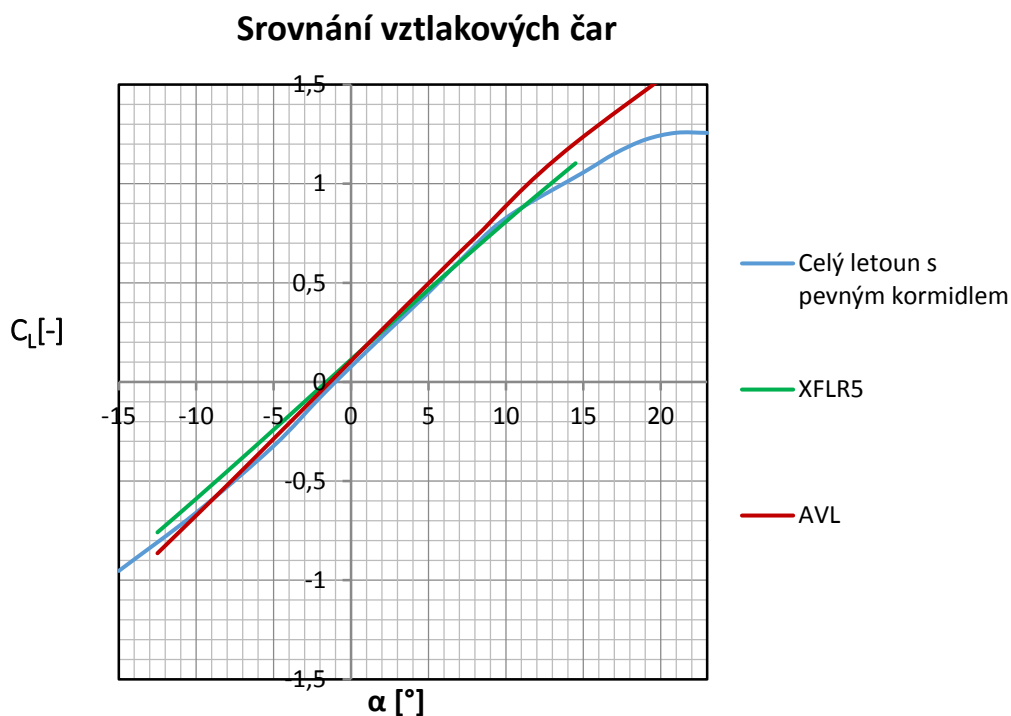
Pro letoun s prázdnou nádrží:

$$\varphi_{VOP,p} \doteq -2,026^\circ \text{ a } \varphi_{VOP,z} \doteq -3,021^\circ$$

Na prototypu je nyní nastaven úhel nastavení VOP  $\varphi = 0^\circ$ . Vzhledem k možným nepřesnostem výpočtu oproti realitě bude zváženo přenastavení VOP do záporných hodnot po letových zkouškách.

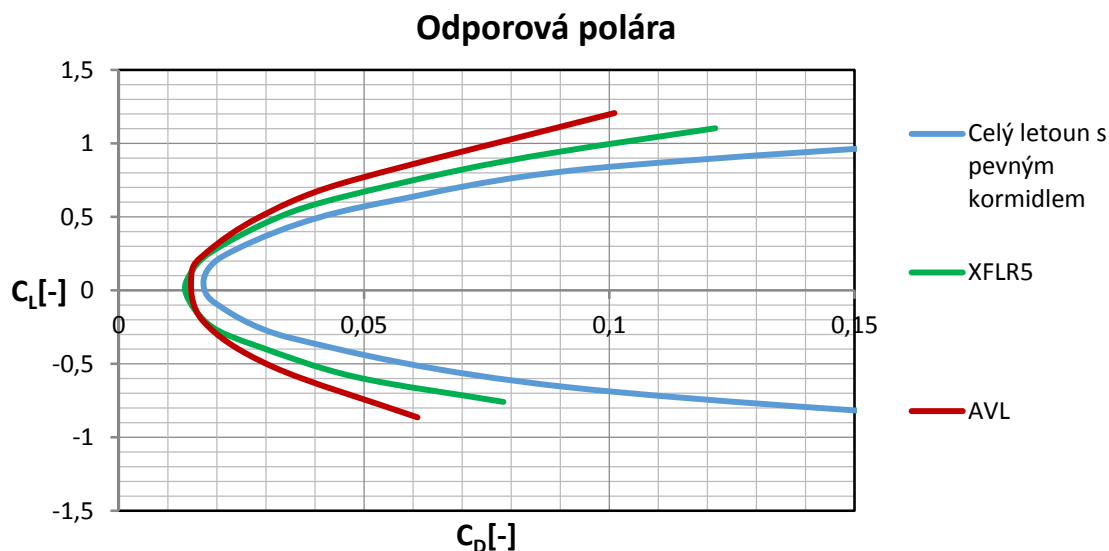
### 3.7. Srovnání panelových metod a CFD metody

#### 3.7.1. Srovnání základních charakteristik



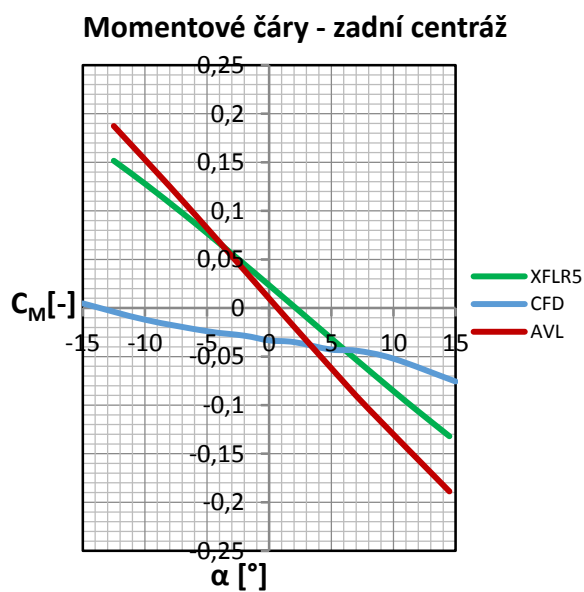
Graf č. 21 – Srovnání vztlakových čar dle CFD a panelových metod

Vztlakové čáry se velmi dobře shodují do  $10^\circ$  úhlu náběhu v grafu č.21. Nad  $10^\circ$  můžeme pozorovat na datech z CFD zmenšení derivace vztlakové čáry. To je způsobeno jevy na křídle, které budou popsány v dalších kapitolách. Přesto však až do  $15^\circ$  úhlu náběhu jsou data velmi dobře shodná.

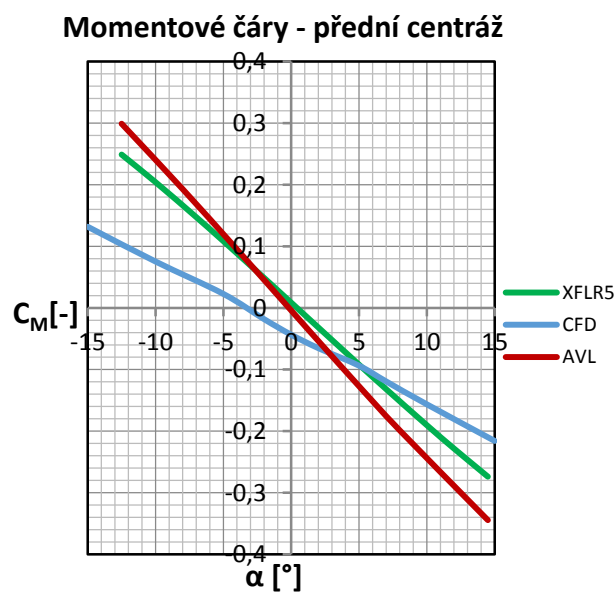


Graf č. 22 – Srovnání odporových polár dle CFD a panelových metod

Vztlakové poláry se opět velmi dobře shodují. U panelových metod byl koeficient odporu vypočten analyticky. Tento výpočet však neposunul poláry po ose koeficientu odporu dostatečně, a proto zde dochází k menšímu rozdílu.



Graf č. 23 – Srovnání momentových čar 2



Graf č. 24 – Srovnání momentových čar 1

Tabulka maximálních odchylek dat:

	při $\alpha$ [°]	Odchylka CFD [%]	Odchylka AVL [%]	Odchylka XFLR5 [%]
$C_L$	15	-14,3	0	-9,8
$C_M$	-12,5	-105,5	0	-13,1
$C_D$	-12,5	62,4	0	-5,6

Tabulka 3-4: Odchylky dat celého letounu s pevným řízením



### 3.7.2. Srovnání výchylek kormidel

Pro srovnání panelových metod a CFD simulace byl zvolen úhel náběhu  $\alpha = 2,5^\circ$  a cestovní rychlost, což je  $33,333 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ .

Porovnání odchylek výsledků z panelových metod a CFD.

	Potřebné výchylky kormidel $\delta [^\circ]$	
	<i>Přední centráž</i>	<i>Zadní centráž</i>
XFLR5	-3,63	-2,98
CFD	-3,32	-2,43
AVL	-3,94	-2,84

**Tabulka 3-5: Srovnání potřebných výchylek kormidla VOP**

CFD simulace ukazuje nižší potřebný úhel nastavení kormidla než panelové metody. Na rozdíl se podílí odlišný způsob výpočtu danými metodami. Výpočet CFD má také k dispozici více informací k zhodnocení, jako např. zakřivení proudu od křídla a trupu, výpočet separací mezní vrstvy na křídle a trupu, a jejich následný vliv na VOP, zakončení kormidla VOP a další. Díky tomu se CFD výpočet může jevit jako více důvěryhodný, avšak jeho nastavení je složitější a náchylnější k chybě uživatele, než panelové metody. Obě metody dávají přibližný výsledek a realita bude někde v okolí vypočtených hodnot.

### 3.8. Závěr

Letoun byl analyzován v cestovním režimu a úhlech náběhu v okolí  $0^\circ$ . Výpočty ukázaly, že kormidlo je schopné vyvodit dostatečný klopivý moment pro zajištění stabilního letu v daném rozsahu úhlů náběhu. Byl také vypočten optimální úhel nastavení VOP pro cestovní režim. Odchylka mezi vypočtenými úhly a úhlem nastavení VOP na prototypu je malá, a proto můžeme říct, že tento parametr byl navržen správně. Pokud letové zkoušky ukáží, že je nutné příliš vychylovat kormidlo za cestovního režimu, bude zvážena změna na hodnoty vypočtené v této práci.

Také byly vypočteny hodnoty mohutnosti ocasních ploch. Poté byly porovnány s doporučenými hodnotami pro kategorii „jet trainer“ [11]. Výsledky ukázaly dostatečnou mohutnost VOP, ale nedostatečnou mohutnost SOP, proto je doporučeno zvětšit SOP.

Porovnání panelových metod a CFD ukázalo přijatelné odchylky. To znamená, že výpočty byly provedeny správně, a je pravděpodobné, že hodnoty budou odpovídat realitě. Nicméně dokud nebudou provedeny letové zkoušky, které tyto výpočty ověří, je nutné k výsledkům přistupovat kriticky, protože nemusí být naprosto přesné.

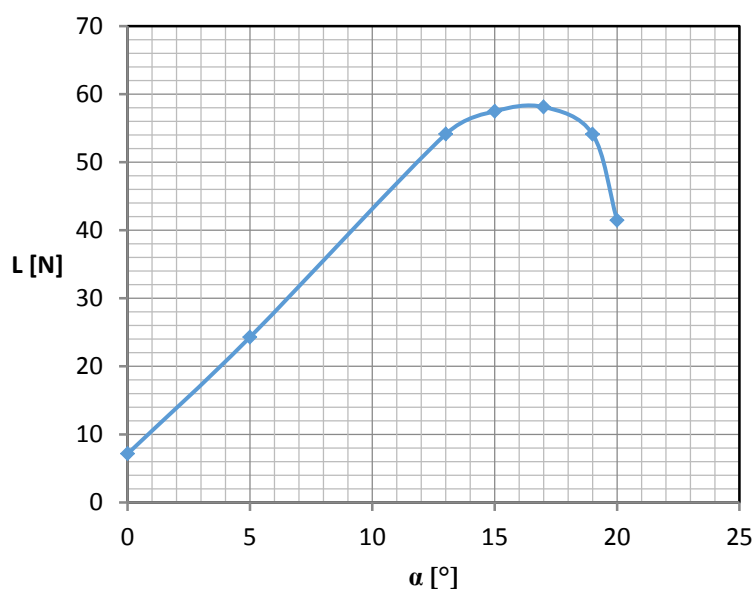


## 4. Analýza prototypu za vyšších úhlů náběhu

V této kapitole již byla použita pro CFD výpočet tetrahedrální síť.

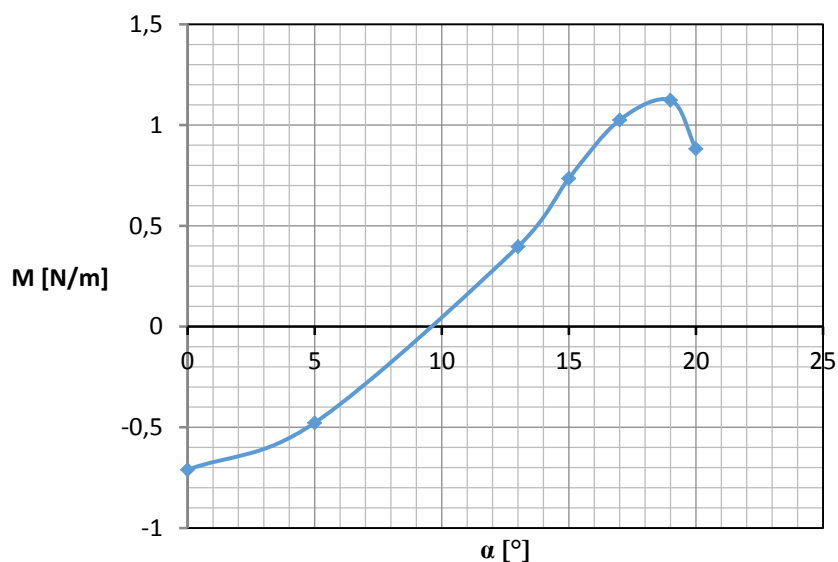
### 4.1. Data konfigurace křídlo-trup

**Průběh vztlaku konfigurace křídlo-trup pro  $V_\infty = 16,666\text{m/s}$**



**Graf č. 25 – Průběh vztlaku konfigurace křídlo-trup**

**Průběh klopivého momentu konfigurace křídlo-trup pro  $V_\infty = 16,666\text{m/s}$  k  $C_{SAT}$**



**Graf č. 26 – Průběh klopivého momentu konfigurace křídlo-trup**



## 4.2. Data pro trup a křídlo odděleně

Data v této kapitole jsou pro  $V_\infty = 16,666 \text{ m/s}$  a  $\alpha = 15^\circ$ .

	L [N]	M [N/m]
Křídlo	34,062	1,606
Trup	17,0197	-2,346
Tunel turbíny	-0,06	0,005
Součet	51,0218	-0,735

**Tabulka 4-1: Data k  $C_{SAT}$  rozdělná na křídlo a trup samostatně**

V následující tabulce 4-2 byla porovnána data z AVL a CFD. Z CFD analýzy byla získána data pro sekci křídla, proto byla v AVL dopočtena data pro odpovídající část křídla. Tato část, tedy stejně jako v CFD modelu, nezapočítává část křídla překrytou trupem.

	L [N]	Odchylka L [%]	M [N/m]	Odchylka M [%]
AVL	34,808	0	1,857	0
CFD	34,062	-2,14	1,606	-13,5

**Tabulka 4-2: Srovnání dat z AVL a CFD pro sekci křídla**

	L [N]	M [N/m]	Příspěvek k $M_T$ [%]
Sání – horní plocha	4,639	-0,583	24,8
Sání - spodní plocha	1,019	-0,231	9,8
Nos – spodní plocha	2,147	-0,789	33,6
Nos – horní plocha	0,371	-0,213	9,1
Zbytek trupu	8,844	-0,531	22,6

**Tabulka 4-3: Příspěvek jednotlivých částí trupu ke klopivému momentu**

## 4.3. Výpočet vyvažovacího vztlaku

Data v této kapitole jsou pro  $V_\infty = 16,666 \text{ m/s}$  a  $\alpha = 15^\circ$

Vyvažovací vztlaky byly vypočteny pomocí následujících vztahů:

$$L_{vop} = \frac{M_{KT} - L_{KT} \cdot \left( \frac{C_{SAT,Kř}}{4} - X_T \right)}{\left( l_{VOP} + \frac{C_{SAT}}{4} - X_T \right)} \quad (4.1) - \text{Vyvažovací vztlak VOP}$$



$$C_{L_{VOP}} = \frac{C_{M,KT} \cdot C_{SAT,Kř} - C_{L,KT} \cdot \left(\frac{C_{SAT,Kř}}{4} - X_T\right)}{\left(l_{VOP} + \frac{C_{SAT,Kř}}{4} - X_T\right)}$$

(4.2) – Součinitel  
vyvažovacího vztlaku VOP

$X_T = 0,2 C_{SAT}$							
$\alpha [^\circ]$	0	5	13	15	17	19	20
$L_{VOP} [N]$	-1,383	-1,456	-0,566	0,051	0,392	0,413	0,526
$C_{L,VOP} [-]$	-0,104	-0,11	-0,043	0,004	0,03	0,031	0,04

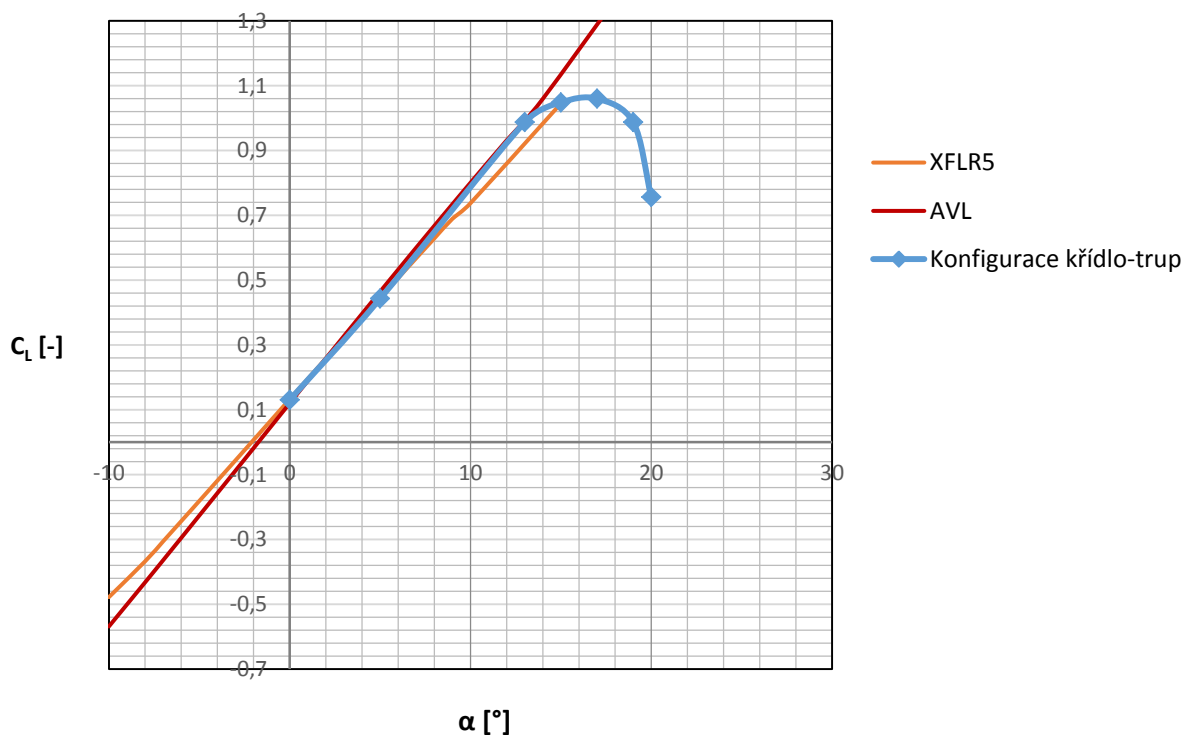
Tabulka 4-4: Vyvažovací vztlak – přední centráž

$X_T = 0,33 C_{SAT}$							
$\alpha [^\circ]$	0	5	13	15	17	19	20
$L_{VOP} [N]$	-1,162	0,118	2,937	3,562	4,418	4,870	3,478
$C_{L,VOP} [-]$	-0,088	0,009	0,222	0,269	0,333	0,368	0,263

Tabulka 4-5: Vyvažovací vztlak – zadní centráž

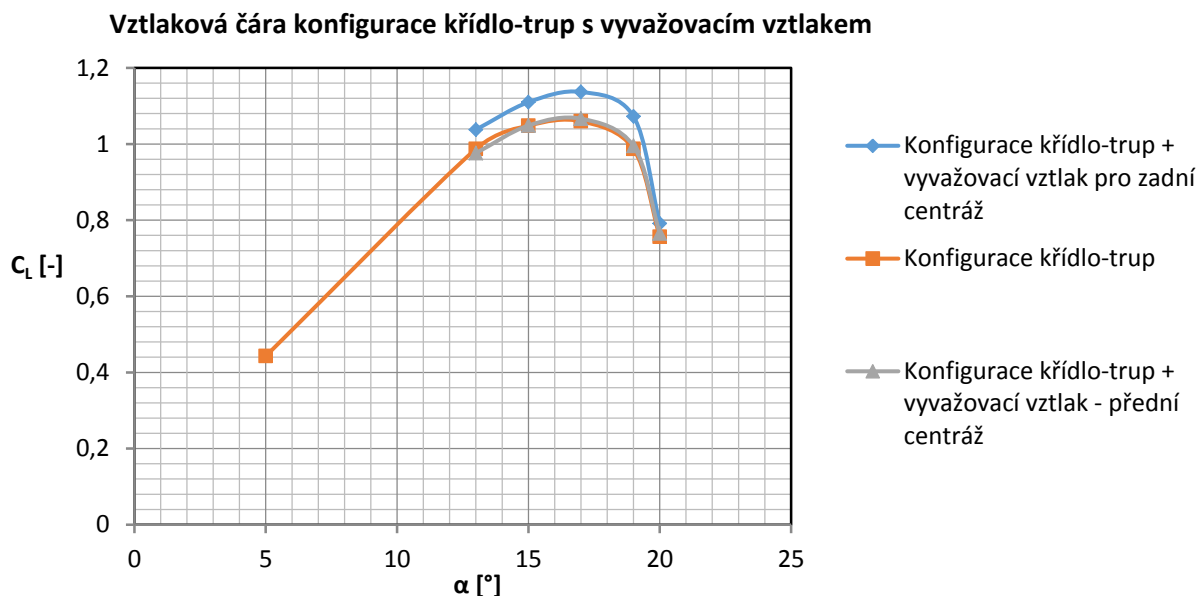
#### 4.4. Výpočet pádové rychlosti

**Vztlaková čára konfigurace křídlo-trup při rychlosti  $V_\infty = 16,666 \text{ m/s}$**



Graf č. 27 Vztlakové čáry – porovnání daty pro křídla z panelových metod

Při výpočtu byl zanedbán vliv vertikální složky tahu a vliv vztlakových klappek.



Graf č. 28 Vztlaková čára a vyvažovací vztlak

Rychlost  $V_\infty = 16,666$  m/s je vysoká na pádovou, protože při této rychlosti může letoun dosáhnout vyššího vztlaku než je minimální potřebný, a tedy nemusí letět za kritického úhlu náběhu.

Proto byla pádová rychlost vypočtena z následujícího vztahu:

$$V_s = \sqrt{\frac{m \cdot g}{0,5 \cdot \rho \cdot S \cdot C_{L,max}}} \quad (4.3) \text{ Pádová rychlost}$$

Kde  $m = 4,5$  kg a  $g = 9,81$  m · s<sup>-2</sup>

Pro přední centráž je tedy pádová rychlost přibližně 14,3 m/s a pro zadní centráž 13,9 m/s.

Kritický úhel náběhu při pádové rychlosti je  $\alpha_{Kr} = 17^\circ$ .

#### 4.5. Statická zásoba s pevným řízením

Pro výpočet byla určena poloha neutrální bodu, která byla vypočtena programem AVL pro konfiguraci křídlo-VOP.

Poté pro konfiguraci křídlo-trup-VOP byl proveden obdobný výpočet v programu Parawiev. Program hledal bod na příslušné přímce, kde platí vztah 4.4.

$$\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} = 0 \quad (4.4) - \text{Určení neutrálního bodu}$$



Vypočtená poloha neutrálního bodu byla použita ve vztahu 4.5.

$$\sigma_A = \frac{(X_N - X_T)}{C_{SAT}} \cdot 100 [\%] \quad (4.5) - \text{Statická zásoba s pevným řízením}$$

Kde  $X_T = 0,33 \cdot C_{SAT}$ .

	Křídlo-VOP (AVL)	Křídlo-trup-VOP (CFD)
$\sigma_A [\%]$	18,7	10,8

Tabulka 4-6: Statická zásoba s pevným řízením

#### 4.6. Závěr

V této kapitole byla vypočtena pádová rychlost. Dle výpočtů je nižší než předpokládaná a liší se pro jednotlivé centráže. Nejnižší hodnotu má zadní centráž, což je  $V_S = 13,9 \text{ m/s}$ , a pro přední centráž  $V_S = 14,3 \text{ m/s}$ .

Můžeme si také všimnout, že potřebný vztlak od VOP je kladný, a tedy zvyšuje celkovou vztlakovou sílu. To má za následek snížení pádové rychlosti, což je pozitivní. Také je však vhodné prověřit vliv tohoto jevu pomocí statické zásoby. Rozložení sil na letounu bylo analyzováno a trup byl identifikován jako původce destabilizujících sil.

Z toho důvodu byla vypočtena statická zásoba s pevným řízením. Z výsledků je vidět, že trup letoun značně destabilizuje. Hodnota statické zásoby 10,8% při zadní centráži je však dostatečná pro stabilní letoun, ale zároveň tato hodnota není příliš vysoká, což by snížilo obratnost letounu. Z toho důvodu je letoun považován za přiměřeně stabilní.





## 5. Analýza odtržení proudění na křídle při pádové rychlosti

Při výpočtu byl nalezen úhel náběhu, při kterém dochází k počátkům odtržení na křídle. Tento stav byl podrobně analyzován. V této kapitole byla využita tetrahedrální síť. Všechny simulace byly provedeny pro rychlost  $V_\infty = 15\text{m/s}$ .

Separace a její vliv na funkci křídla byla posuzována pomocí několika filtrů. První je tlak. Vzhledem k nastavení výpočtu je jedinou jeho složkou tlak dynamický. Ten určuje tlakové působení na letoun, což v našem případě je dominantní část silových výslednic na letoun.

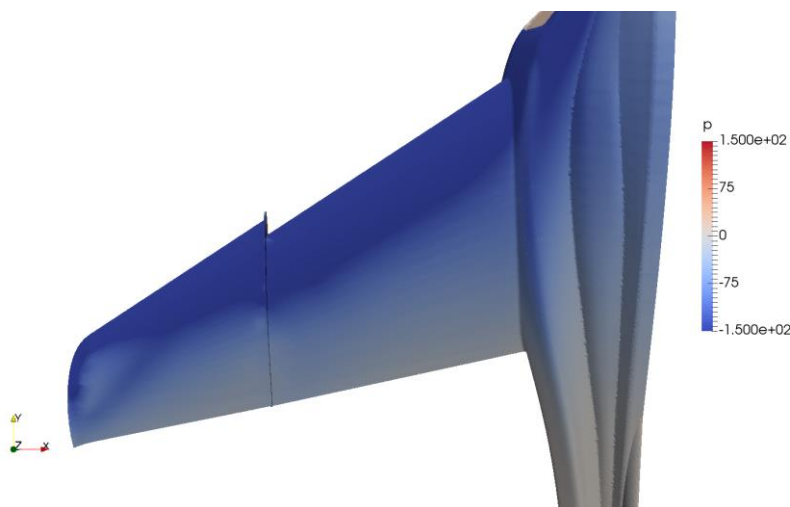
Další z nich je oilflow pomocí LIC ( lineární integrální konvoluce). Ten popisuje smykové napětí na povrchu letounu. Tento filtr je důležitý, protože ukazuje, jak se proudění chová na samotném povrchu křídla.

Proudnicice jsou myšlené křivky, ke kterým jsou rychlosti tečné. Z toho důvodu jsou vhodným způsobem, jak zobrazit proudění a jeho rychlost v prostoru. Je možné je zobrazit pouze se zdrojem tvaru přímky nebo v okolí bodu, přesto však občas ukazují příliš mnoho informací, což může vést k přehlédnutí podstatných jevů.

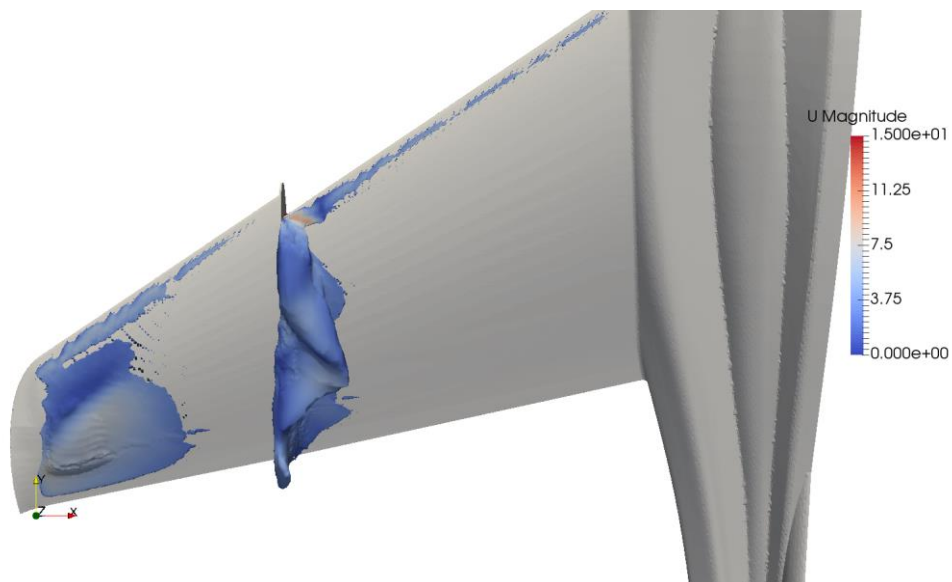
Proto byl použit i další filtr. Na obr. 5-2 je zobrazeno veškeré proudění v doméně, které má kladnou složku vektoru rychlosti ve směru osy Y ( proudění v doméně má záporný směr na ose Y). Tento způsob umožní zobrazit oblasti proudění v okolí letadla, které mohou být odtržené nebo jinak významně ovlivněné tvarem letounu. Tento způsob je vhodný pro podchycení počátku separace, kdy může docházet k odtržení uvnitř mezní vrstvy (to ukáže i oilflow). Tento stav nedokáže oilflow rozlišit od úplného odtržení. Nevýhodou je, že podchycuje i jiné jevy než odtržení, což můžeme pozorovat na náběžné hraně na obr. 5-2.

Jak je vidět, každý filtr zobrazuje něco jiného a má jiné klady i zápory. Nejvhodnější tedy bylo posuzovat proudění kombinací těchto nástrojů podle toho, co nás v dané chvíli nejvíce zajímá.

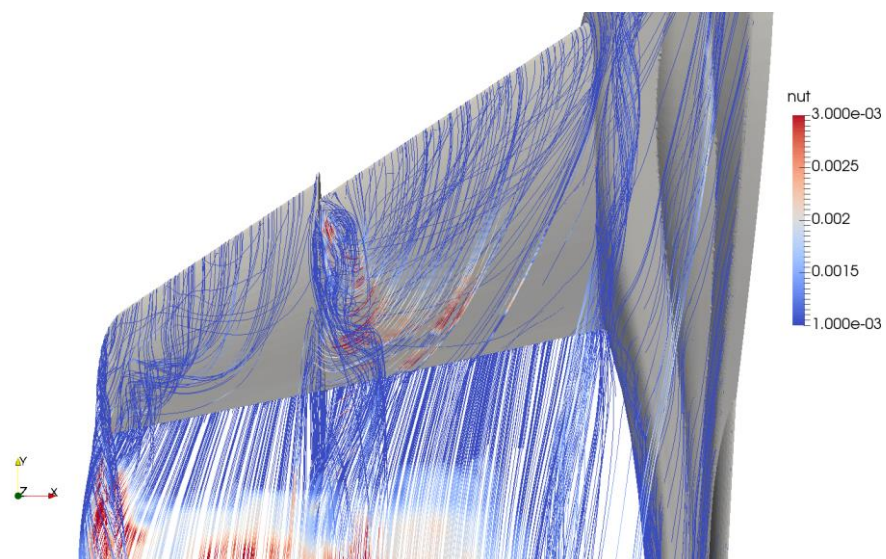
### 5.1. Steady-state výpočet



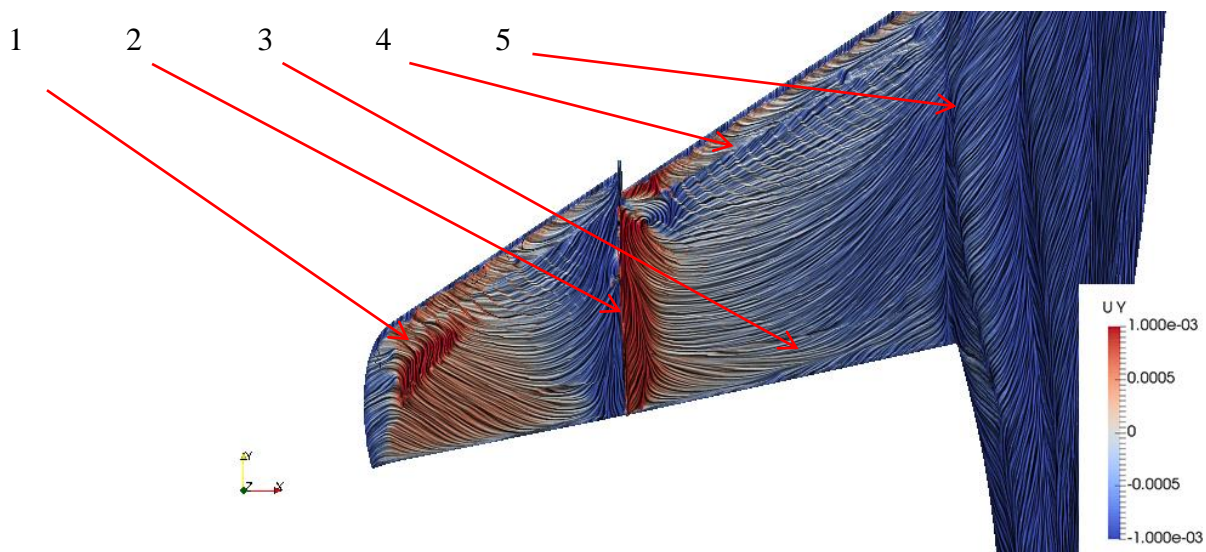
Obr. 5-1 Tlak –  $\alpha = 17^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$



Obr. 5-2 Kontury proudění ve směru +Y –  $\alpha = 17^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$



Obr. 5-3 Proudnice obarvené turbulentní viskozitou –  $\alpha = 17^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$



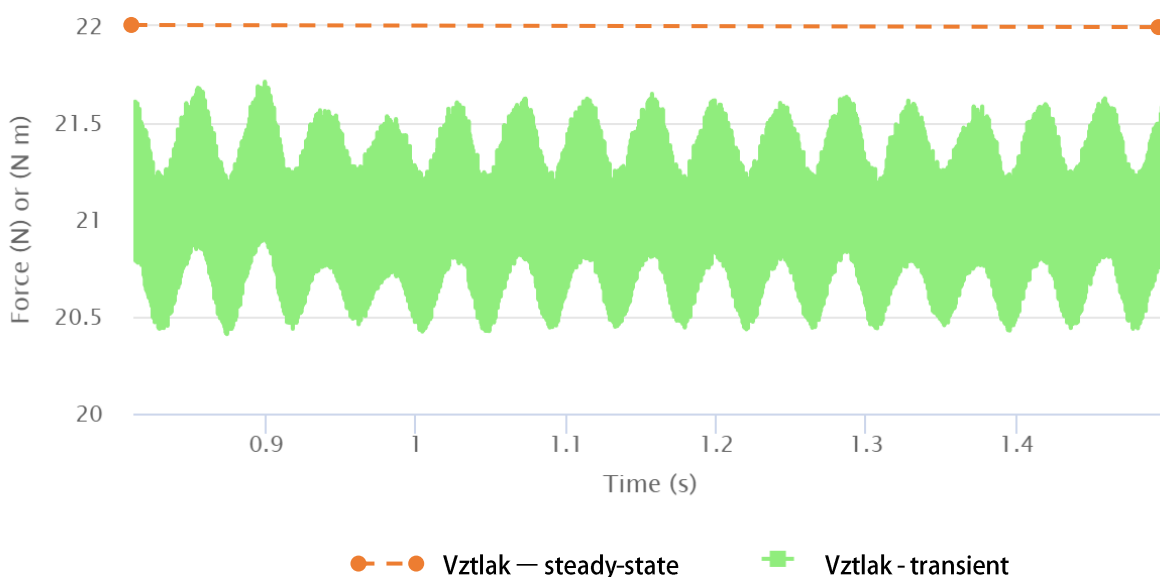
Obr. 5-4 Oilflow –  $\alpha = 17^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$



### Komentář k obr. 5-4

1. Oblast separace v mezní vrstvě – proudění po křídle proti směru letu a tento stav má silně nakročen k odtržení. Jen malé zvýšení úhlu náběhu na  $\alpha = 17,5^\circ$  způsobí odtržení.
2. Velké odtržení a nestacionární vír na plůtku-zubu. Nezpůsobí významný pokles vztlaku, ale přelije se přes plůtek a odtrhne i část nad křídélkem.
3. Oblast proudění jde v mezní vrstvě podélně po křídle. Tento stav postupně přejde v odtržení. Jedná se o vhodné místo pro první odtržení.
4. Podélné proudění na náběžné hraně a malý vír podél náběžné hrany – důvod existence plůtku.
5. Proudění přechází z trupu na křídlo, což může ovlivnit odtržení tím, že ho oddálí.

#### 5.2. Transientní simulace prototypu

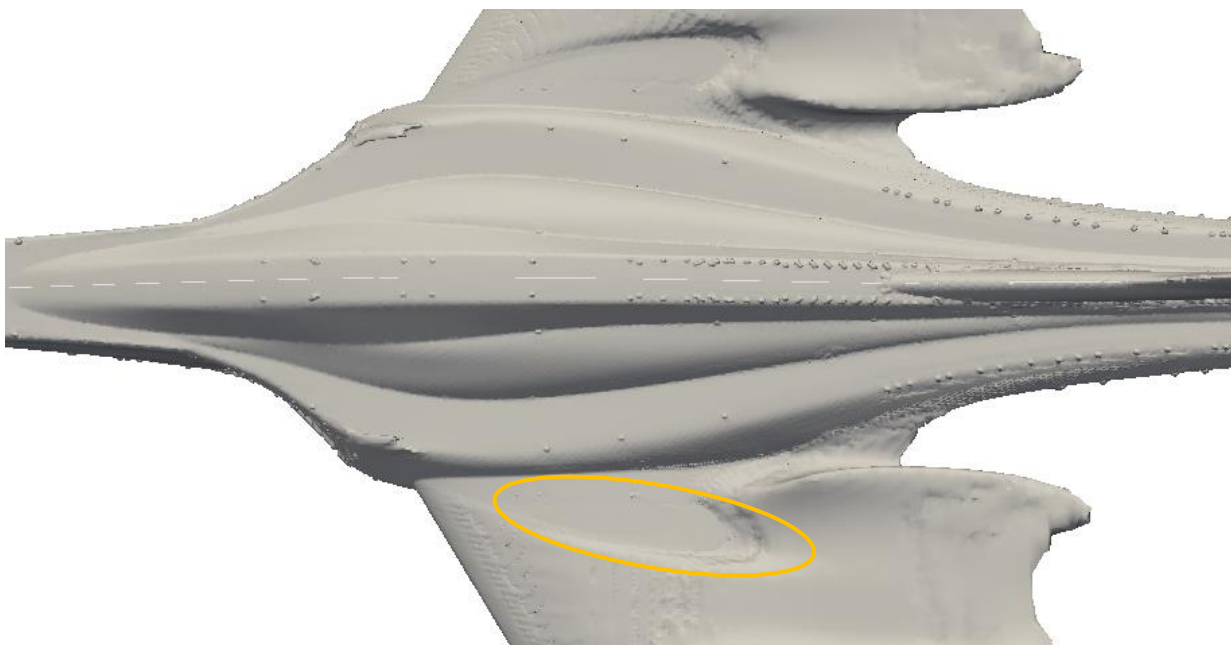


Obr. 5-5 Vztlak na polovině letounu v závislosti na čase –  $\alpha = 15^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$

Transientní simulace ukázala na obr. 5-5, že vztlak se v závislosti na čase periodicky mění. Video ze simulace ukázalo, že kombinace plůtku a zubu na křídle vytváří nestabilní vír. Střed rotace víru se velice rychle přesouvá po křídle. To způsobuje tuto charakteristiku. Z toho důvodu budou tyto dva prvky otestovány samostatně.

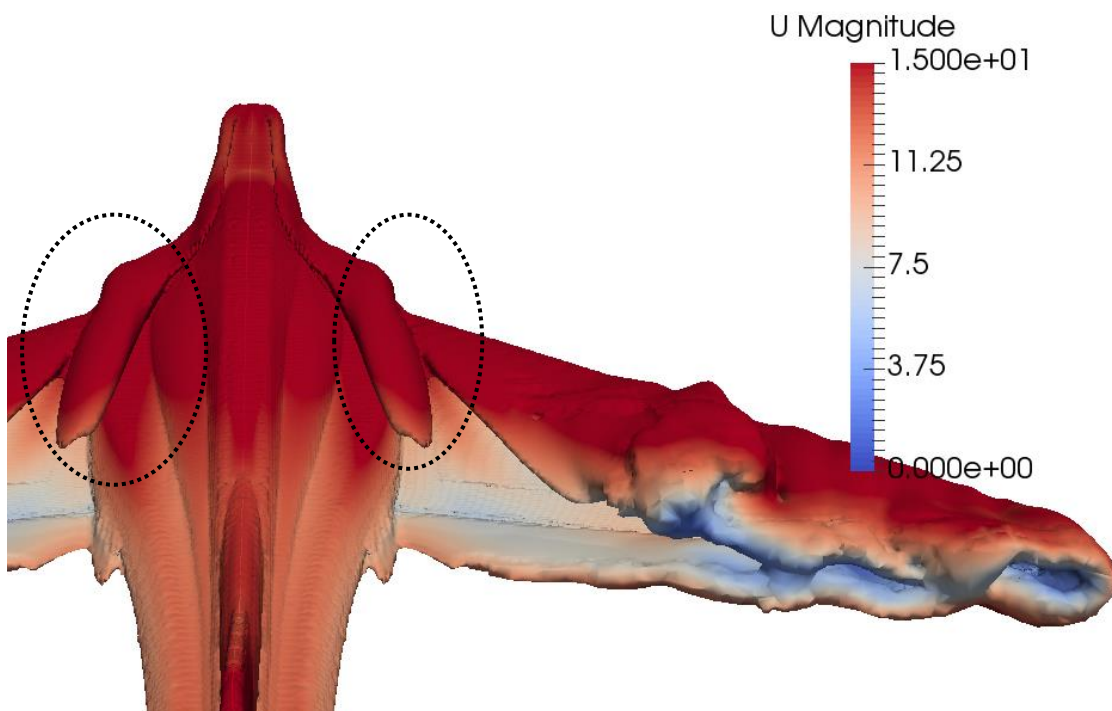


### 5.3. Analýza proudění na křídle v blízkosti trupu



Obr. 5-6 Kontura konstantní rychlosti  $V=10\text{m/s}$  pro  $\alpha = 17^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$

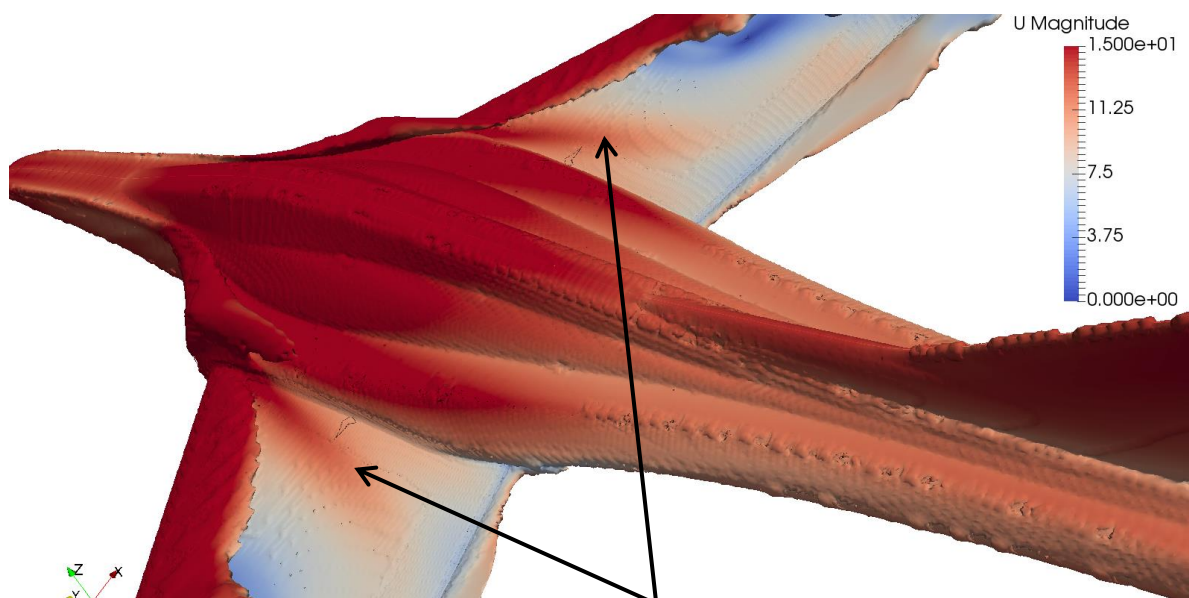
Na obr. 5-6 ukazují rychlostní kontury podezřelé místo (v kroužku). V této oblasti je rychlost proudění výrazně vyšší než v okolí. Za touto oblastí si také můžeme všimnout regionu s viditelně menší rychlostí. Dané místo na přechodu křídlo-trup, konkrétně v části odtokové hrany, je výhodná pozice pro první separaci. Avšak oblast zrychleného proudění může dodávat energii ve formě rychlosti proudění na přechodu křídlo-trup a separaci oddálit.



Obr. 5-7 Kontura konstantního  $Q\text{-criterion} = 300\text{s}^{-1}$  pro  $\alpha = 17^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$

Na obrázku obr. 5-7 si můžeme všimnout velkého víru (kroužek). Tento vír je tvořen sáním při vyšších úhlech náběhu.





Obr. 5-8 Kontura konstantního Q-criterion =  $750\text{s}^{-1}$  pro  $\alpha = 17^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$

Zvýšení hodnoty Q-criterionu a obarvení kontury pomocí celkové velikosti vektoru rychlosti ukázala zajímavou oblast na křídle na obr. 5-8 (šipka). V této oblasti je rychlost značně vyšší, než na ostatních částech křídla. Je to způsobeno vírem od náběžné hrany sání, tvarováním sání a pozicí křídla působící v jednom místě. Jejich společné působení zmenšuje oblast, kterou může proudění protéct, a to ho zrychluje. Tato oblast rychlého proudění značně oddaluje separaci a prakticky znemožňuje odtržení proudění v tomto místě dříve než na konci křídla.

Navržená řešení:

- Úprava sání
- Přesunutí křídla do polohy, kde bude méně ovlivněno
- Odtrhová lišta

Vzhledem k tomu, že sání je důležitým designovým prvkem celého letounu, nebude jeho úprava testována.

#### 5.4. Závěr

V této kapitole bylo analyzováno odtržení proudění na křídle prototypu v blízkosti pádové rychlosti. Steady-state simulace ukázala odtržení na nevhodném místě, konkrétně nad křídélky. Také ukázala nevhodné tvarování sání, které oddaluje separaci na přechodu křídlo-trup. Transientní simulace poukázala na příliš velkou změnu vztlaku v závislosti na čase.

Nejprve bude řešena silná proměnlivost vztlaku v závislosti na čase v okolí pádové rychlosti. Po shlednutí animace proudění na křídle se jeví oblast okolo aerodynamického zubu a plůtku jako zdroj této nestacionarity. V další kapitole bude otestováno jejich odstranění a vliv na nestacionaritu.

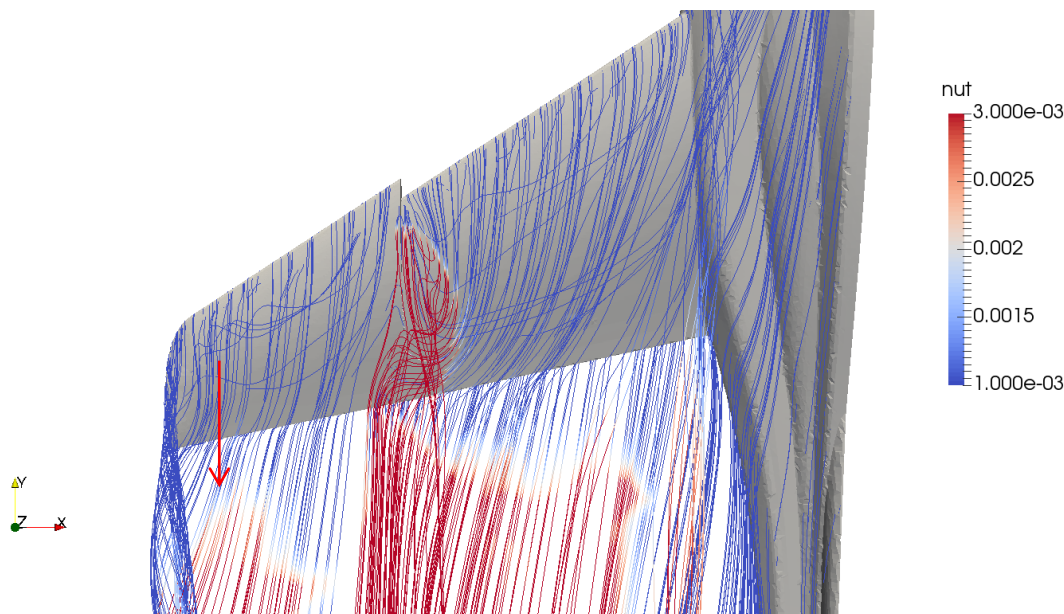
Poté je nutné přesunout první místo odtržení na vhodnější místo. Ideální místo je na přechodu křídlo-trup u odtokové hrany. To zajistí dobrou ovladatelnost letounu i včasné varování před blížícím se pádem.



## 6. Úprava křídla a přechodu křídlo-trup

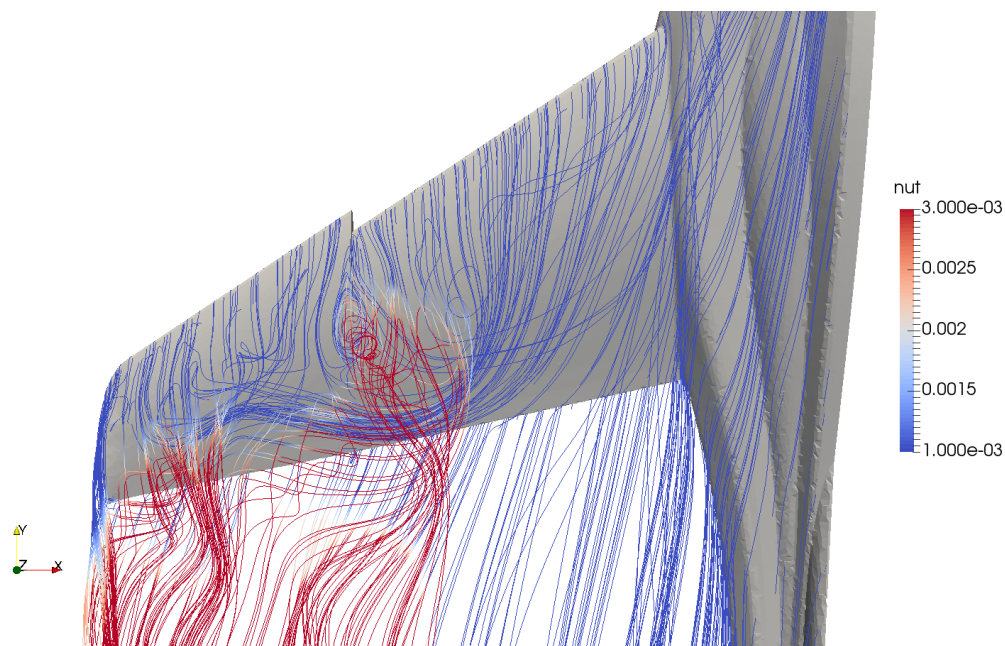
V této kapitole bude otestován identický letoun jako v kapitole předchozí, pouze bude odstraněn plůtek (kap. 6.1. Křídlo se zubem). Potom bude otestován letoun bez aerodynamického zubu (kap. 6.2. Křídlo s plůtkem). Cílem je najít původ velké nestacionarity vztlakové síly a způsob, jak nestacionaritu odstranit. Poté budou hledány způsoby úpravy křídla za účelem přesunutí prvního místa separace.

### 6.1. Křídlo se zubem



Obr. 6-1 Proudnice obarvené turbulentní viskozitou –  $\alpha = 15^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$

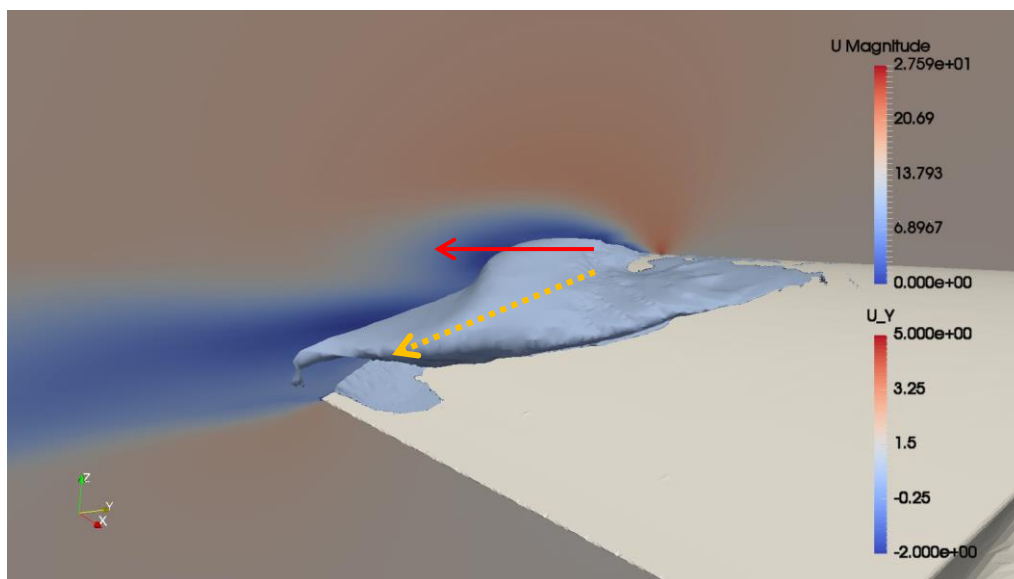
Na obrázku obr. 6-1 lze vidět vír od zubu a počínající oblast separace na konci křídla (ukazuje šipka v obr. 6-1).



Obr. 6-2 Proudnice obarvené turbulentní viskozitou –  $\alpha = 15,5^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$



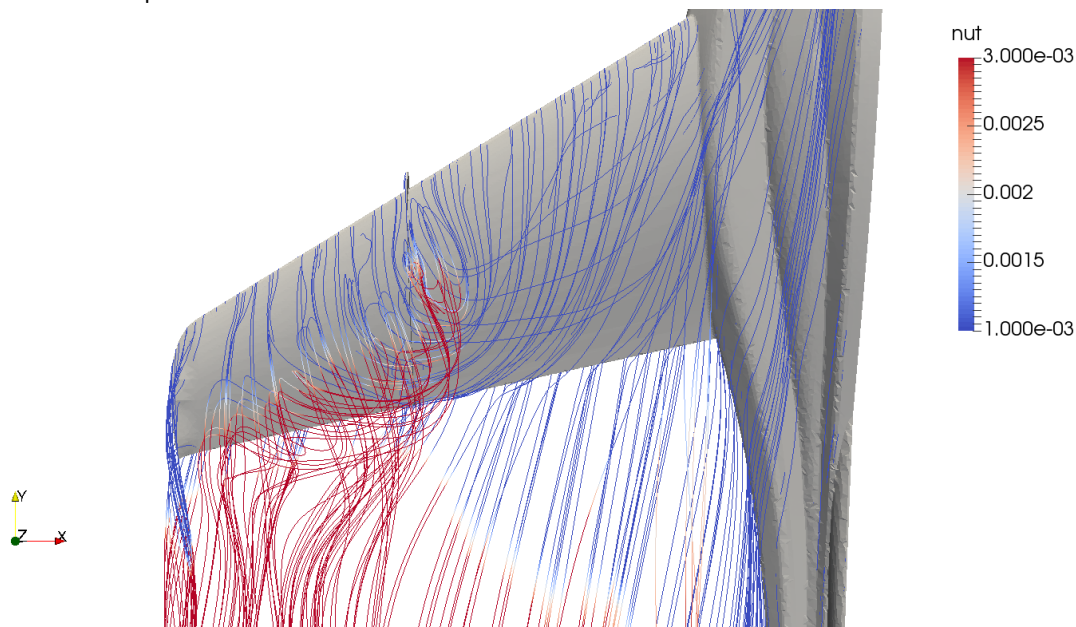
Vír, který zabraňoval odtržení, se sám utrhl od křídla a přestal ho kopírovat (obr. 6-2). To má za následek, že oblast pod vírem se odtrhne. Toto odtržení pak pokračuje nad celé křídélko.



Obr. 6-3 Kontury proudění ve směru +Y –  $\alpha=15,5^\circ$  a  $V_\infty=15\text{m/s}$

Oranžová šipka na obr. 6-3 ukazuje, kde se měl vír nacházet. Červená však ukazuje jeho opradovou polohu, což má za následek odtržení na přibližně polovině křídla při velmi malé změně úhlu náběhu.

## 6.2. Křídlo s plůtkem



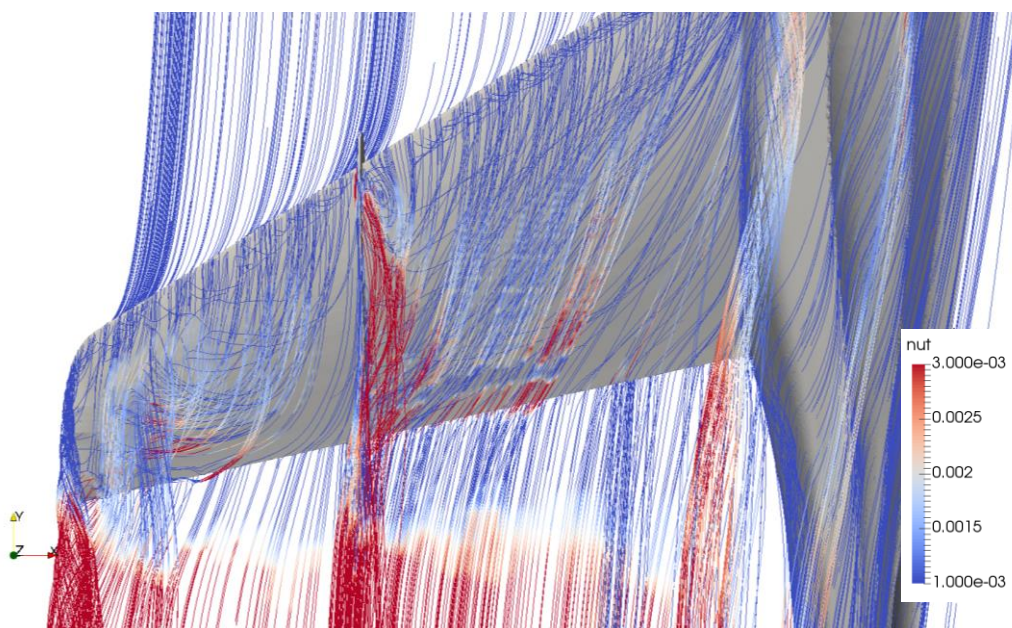
Obr. 6-4 Proudnice obarvené turbulentní viskozitou –  $\alpha = 16,5^\circ$  a  $V_\infty=15\text{m/s}$

Na obr. 6-4 je vidět, že plůtek není dostatečně vysoký. Podélné proudění a separace se přelíží přes plůtek a způsobí odtržení nad křídélkem. To je zcela nevhodné, protože by nejenom došlo ke ztrátě ovladatelnosti křídélka, ale tento jev by byl nepředvídatelný. Situace by byla ještě horší v případě různých režimů zatažení, kdy by mohlo dojít ke ztrátě ovladatelnosti pouze na jedné straně.



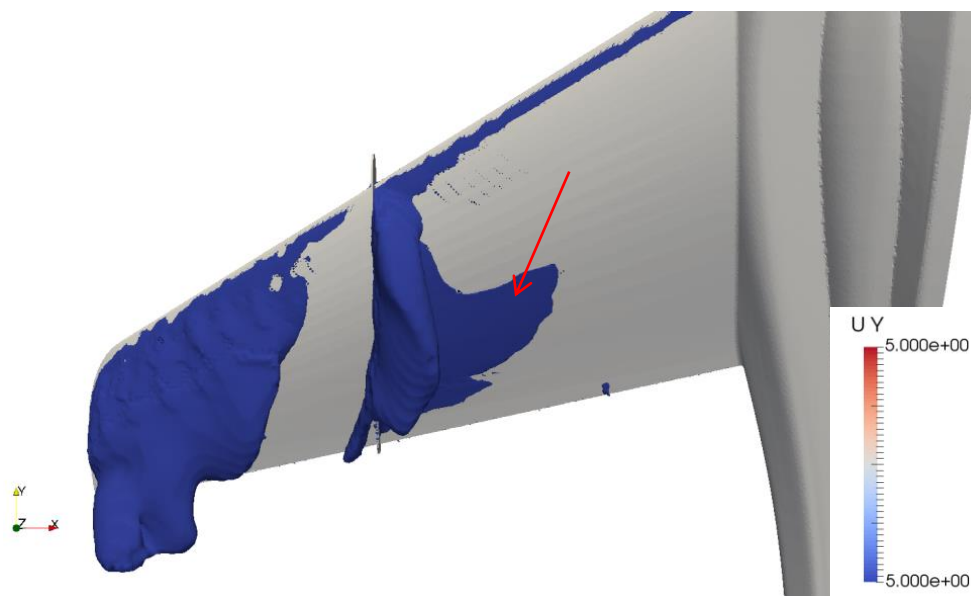


### 6.3. Křídlo s vyšším plůtkem



Obr. 6-5 Proudnice obarvené turbulentní viskozitou –  $\alpha = 17^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$

Zvýšení plůtku o 100% situaci zlepšilo, jak je vidět na obr. 6-5. Održenému proudění je díky jeho dostatečné výšce zamezeno rozšířit se do oblasti křídélka. Stále je održená oblast nad křídélkem a proudění nad částí křídla bližší k trupu je těsně před odtržením, proto jsou nutné další úpravy.



Obr. 6-6 Kontury rychlosti ve směru Y pro  $V_y = 5\text{m/s}$ ,  $\alpha = 17^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$

Nad křídélkem došlo k úplnému odtržení dle obr. 6-6. Vnitřní část křídla je těsně před odtržením (místo ukazuje šipka).





#### 6.4. Zhodnocení situace

Zub samostatně způsobuje velkou citlivost na úhel náběhu, protože vír od zubu nedokáže následovat povrch křídla v celém rozsahu úhlů náběhu. To způsobí náhlé odtržení nad celým křídélkem. Tato charakteristika je nevhodná a nebezpečná, proto nebude dál zub použit na křídle. Smyslem zubu na křídle bylo zmenšení hloubky křídla v daném místě a tím podpoření odtržení, pro tento případ to však nefungovalo. Zub v kombinaci s plůtkem způsoboval silně nestacionární proudění. Po jeho odstranění se už změna vztaku při stálém úhlu náběhu, tedy silně nestacionární proudění, na křídle neobjevuje. Zda-li by tento jev nastal v realitě nebo ho pouze chybně ukázala CFD simulace je otázka, avšak odstranění zubu vlastnosti letounu nijak výrazně nezhorší, a proto není důvod riskovat nepříjemné letové vlastnosti.

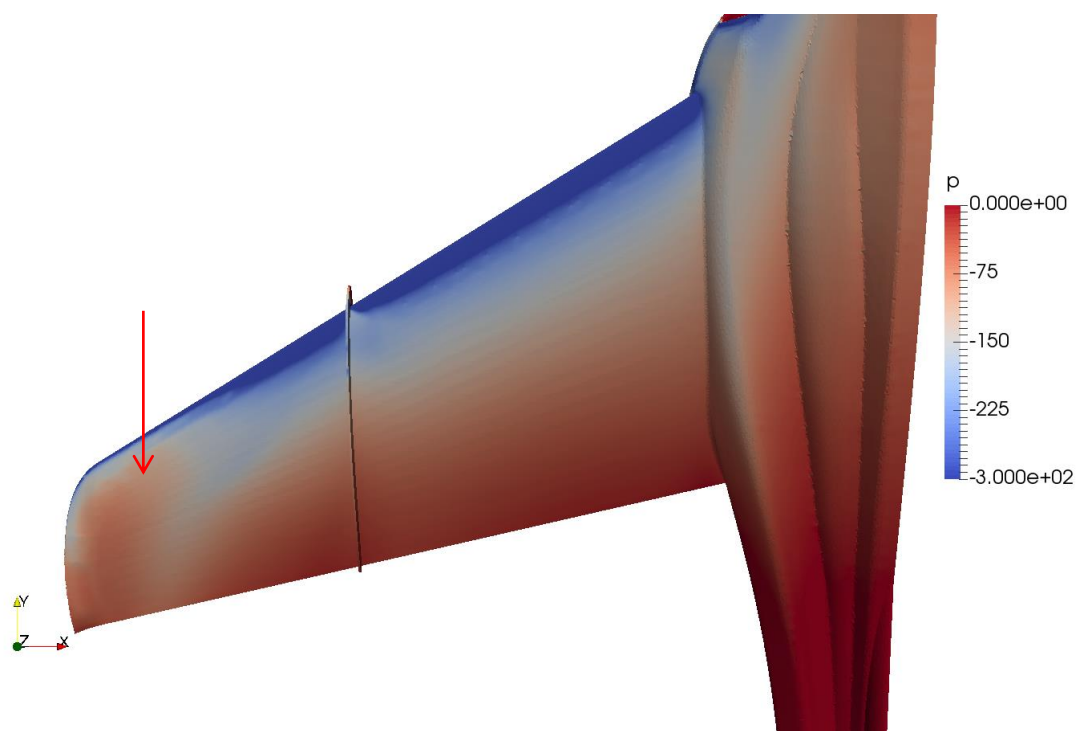
Plůtek se ukázal být nedostatečně vysoký. Po jeho zvýšení dokázal efektivně oddálit odtržení proudu na křídle. Stále se však odtrhává vnější část křídla dříve než vnitřní. Tato charakteristika by mohla ovlivnit funkčnost křidélek a říditelnost letounu. Proto byly vybrány následující úpravy křídla a v kombinaci s vyšším plůtkem budou v další kapitole postupně otestovány, dokud nebude nalezeno vhodné řešení. Avšak již v této fázi došlo k nepatrnému zlepšení vlastností. Tato verze bude dále v práci označena jako upravený prototyp.

Navržená řešení:

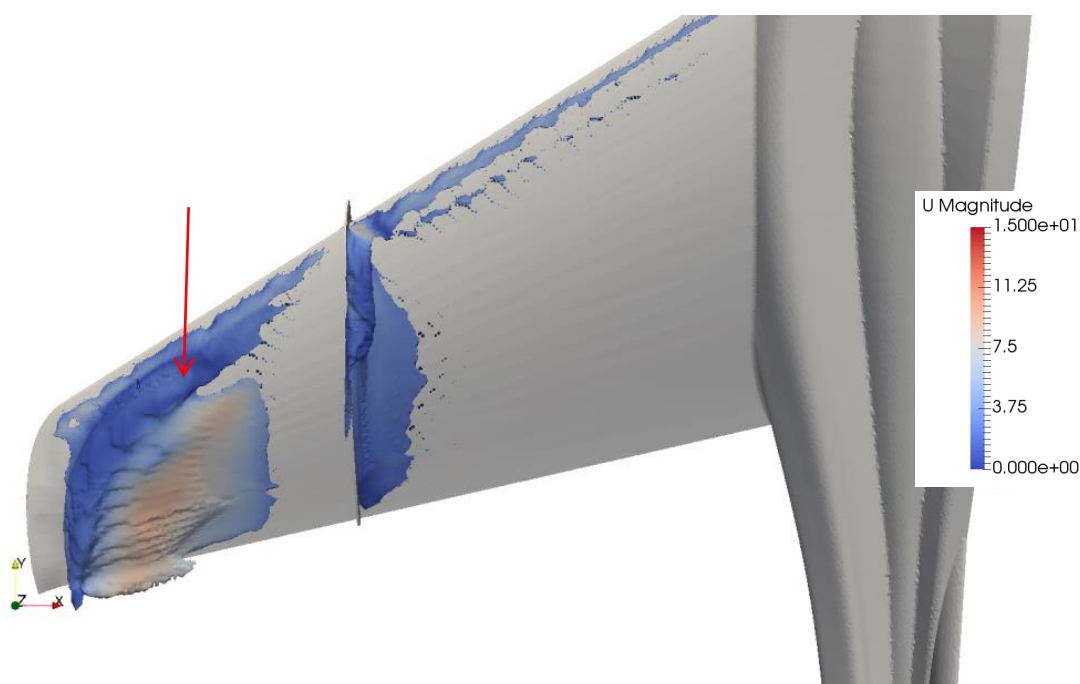
- Zvětšení geometrického kroucení křídla – lineární nebo po částech lineární
- Odtrhová lišta
- Aerodynamický zub
- Přidání plůtku blízko trupu
- Přidání plůtku na vnější část křídla pro zamezení podélného proudění
- Turbulátory na vnější část křídla
- Analýza vlivu wingletu

#### 6.5. Geometrické kroucení

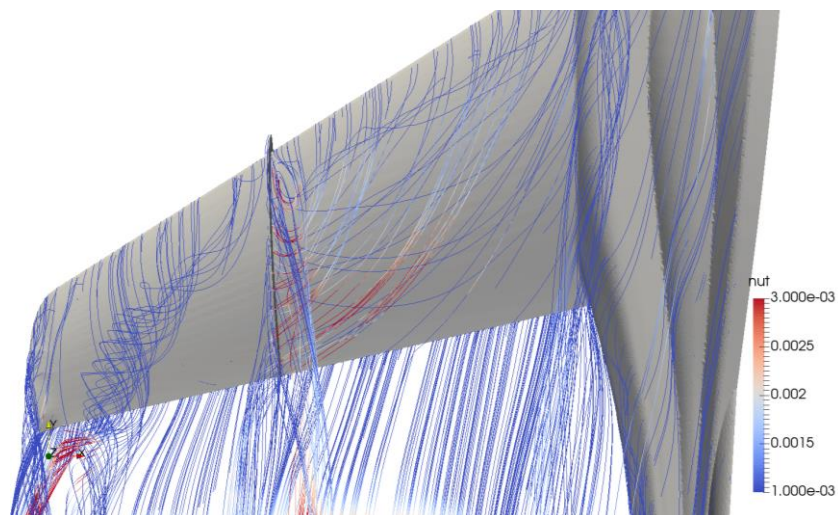
Postupně byly testovány varianty pro  $\varepsilon = 3,5^\circ$ ,  $\varepsilon = 4,5^\circ$  a  $\varepsilon = 5,5^\circ$ . Kroucení bylo prováděno symetricky, tedy hodnoty nastavení profilů kořenu a konce křídla mají v absolutní hodnotě stejnou hodnotu. Větší úhel celkového geometrického kroucení způsobil dřívější odtržení nad částí křídla blízko trupu a naopak oddaloval odtržení nad křídélky. Proto budou zde výsledky pouze z varianty  $\varepsilon = 5,5^\circ$ , protože ta z testovaných variant nabídne nejlepší charakter odtržení. V následujících obrázcích budou oblasti odtržení nebo těsně před odtržením ukázány šipkou.



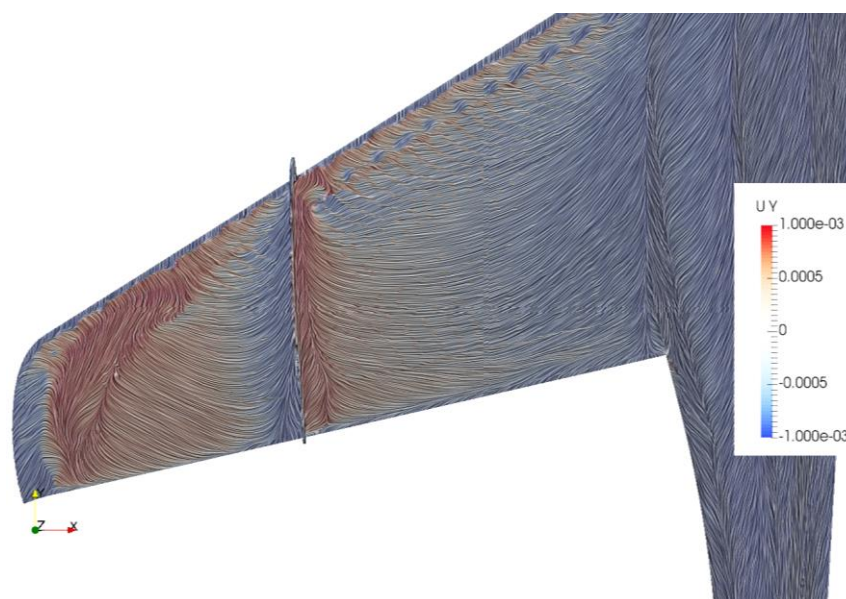
Obr. 6-7 Tlak –  $\alpha = 17^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$



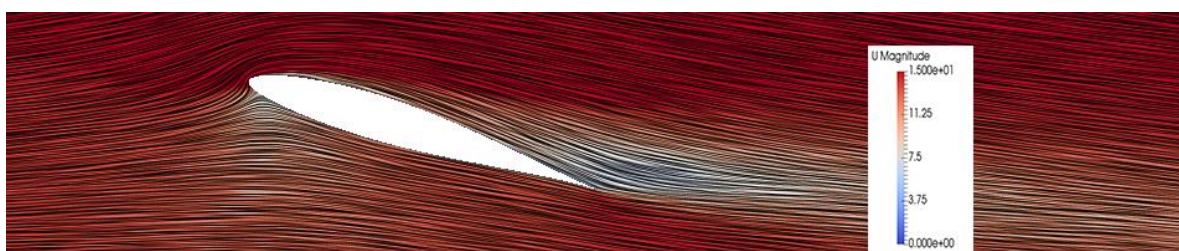
Obr. 6-8 Kontury rychlosti ve směru +Y –  $\alpha = 17^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$



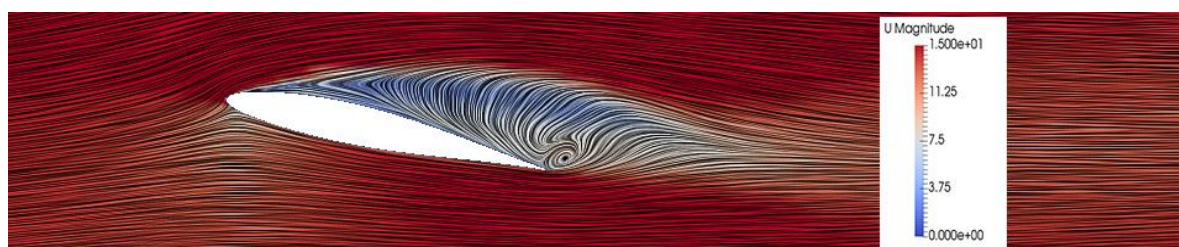
Obr. 6-9 Proudnice obarvené turbulentní viskozitou –  $\alpha = 17^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$



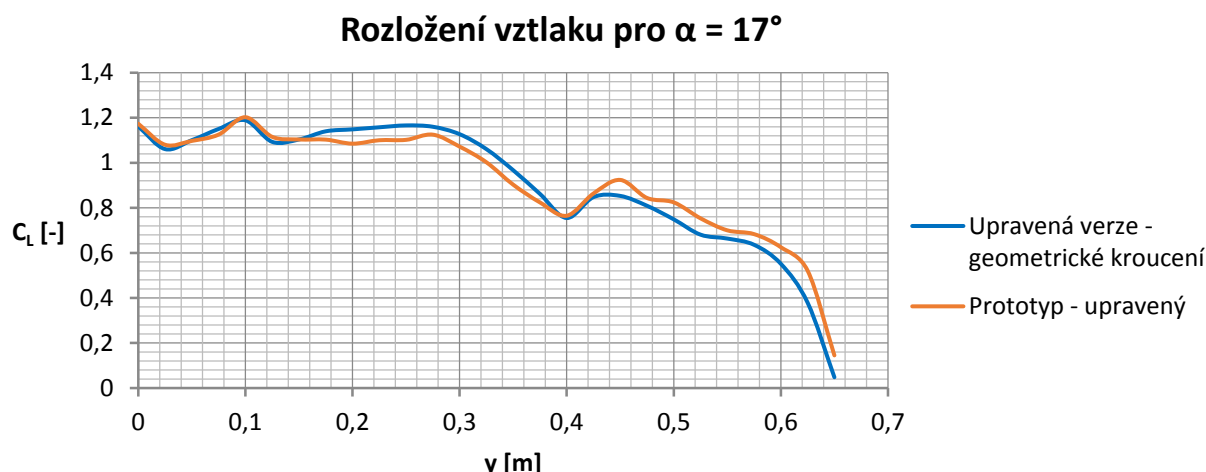
Obr. 6-10 Oilflow –  $\alpha = 17^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$



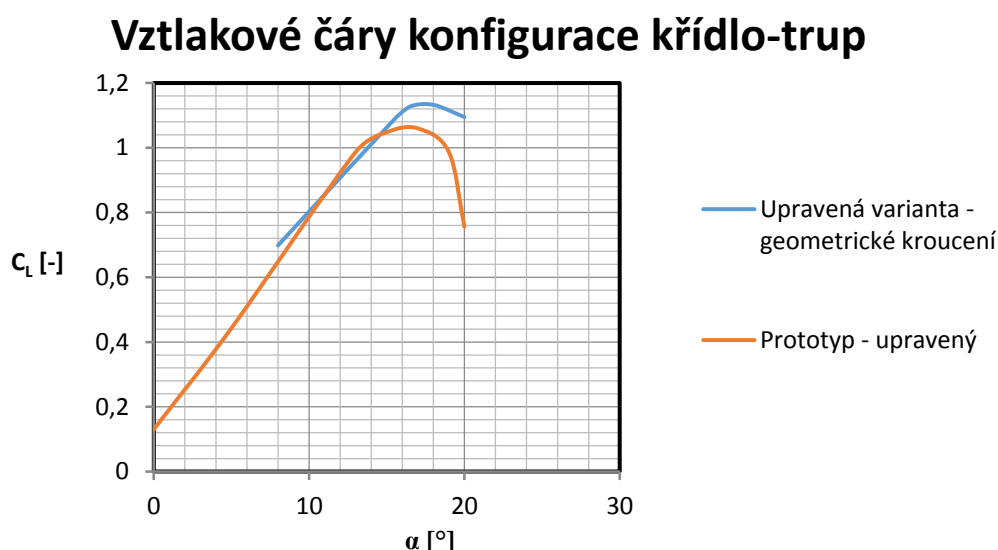
Obr. 6-11 Proudění nad částí křídla blízko trupu -  $\alpha = 17^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$



Obr. 6-12 Odtržené proudění nad křídélkem -  $\alpha = 17^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$



Graf č. 29 Rozložení vztlaku pro zvýšené geometrické kroucení

Graf č. 30 Vztlaková čára pro verzi s geometrickým kroucením  $\varepsilon = 5,5^\circ$ 

Dle obr. 6-10 směr proudění nad křídélkem směřuje proti směru letu. Poslední dva řezy demonstrují odtržené proudění nad křídélkem (obr. 6-12) a vnitřní část křídla (obr. 6-11) bez známek blížícího se odtržení. Obr. 6-7 ukazuje ztrátu tvorby vztlaku nad koncem křídla. Obr. 6-8 a 6-9 ukazují tvorbu víru od náběžné hrany. Na vnější části křídla od tohoto víru je už proudění zcela odtržené. Graf č. 29 ukazuje očekávanou změnu rozložení vztlaku. To nasvědčuje, že simulace dávají logické výsledky. Došlo také ke zvýšení maximálního vztlaku. Je možné to vysvětlit oddálením odtržení nad koncovou částí křídla v kombinaci s odolností kořenové části křídla vůči odtržení. To vede ke zvýšení kritického úhlu náběhu a tedy i maximálního vztlaku.

Kroucení tedy není samo o sobě dostatečné. Větší úhel kroucení už není vhodný kvůli letu na zádech. Velký úhel geometrického kroucení konce křídla by podpoval odtržení na konci křídla při letu na zádech. Nicméně stále nedochází k odtržení u kořene trupu. Pravděpodobně je to způsobeno přechodem křídlo-trup. Pro správné chování letounu bude tato oblast kritická. Popis pomocí CFD nemusí být zcela přesný. Proto v následujících kapitolách budou popsány záložní řešení jako jsou turbulátory a odtrhová lišta. Pokud by nefungovala finální varianta, je možné turbulátory a lištu použít.

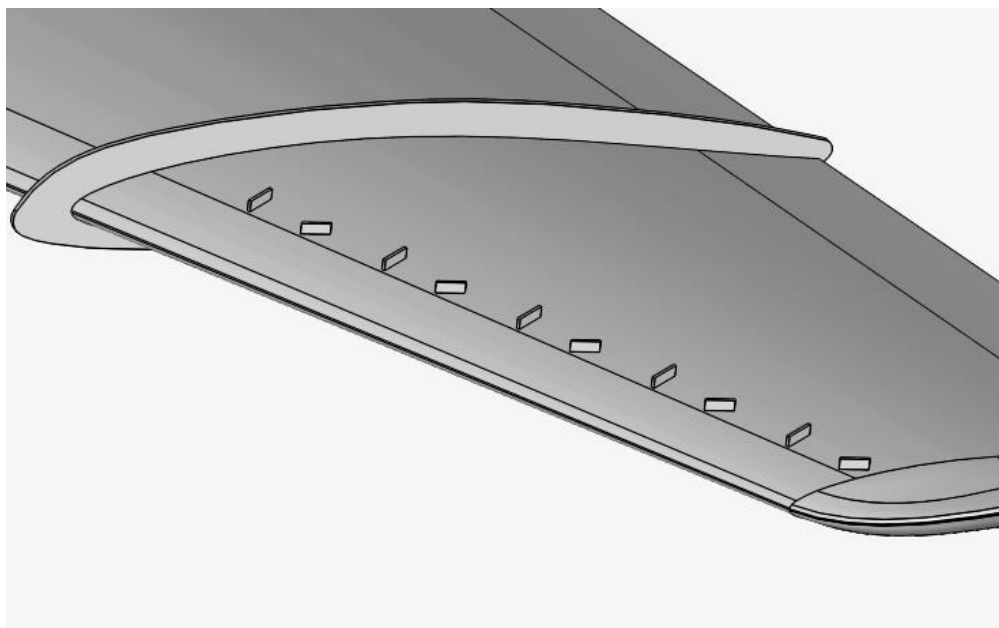




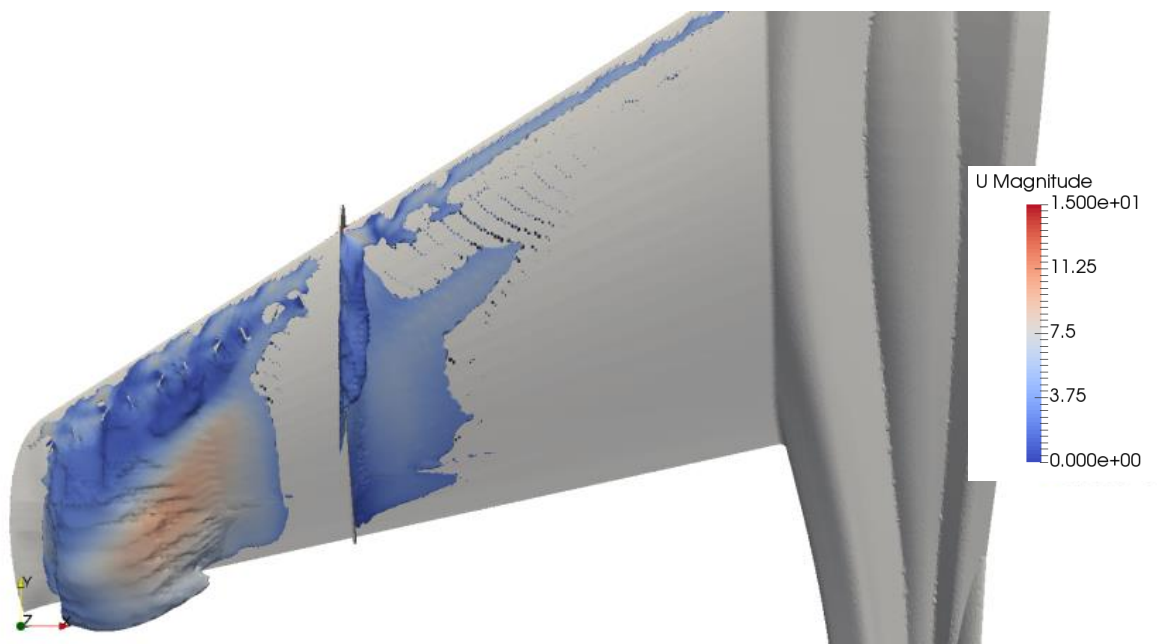
## 6.6. Turbulátory

Pro test byly vybrány obdélníkové turbulátory v orientaci dle obr. 6-13. Pro prvotní test byly umístěny těsně za náběžnou hranu. Podle charakteru odtržení může být vhodné posunout je blíže k odtokové hraně, popř. změnit jejich tvar, počet a orientaci.

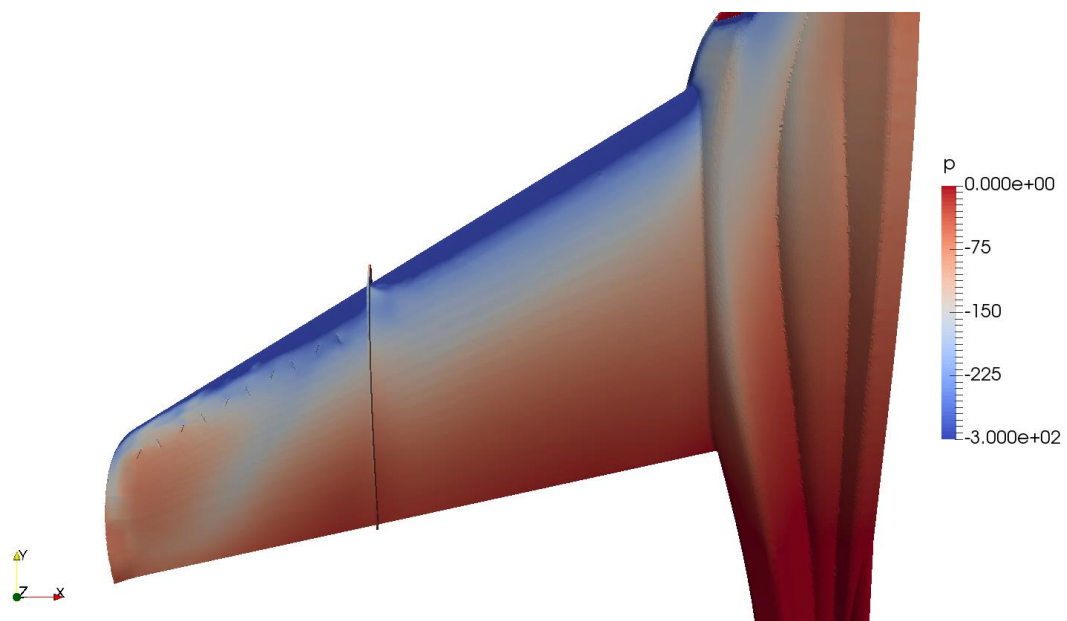
Pro turbulátory byl použit letoun s křídlem, který už nemá aerodynamický zub a má zvýšený plůtek (stejně jako v kapitole 6.3. – upravený prototyp). Úhel geometrického kroucení je  $\varepsilon = 2,5^\circ$ .



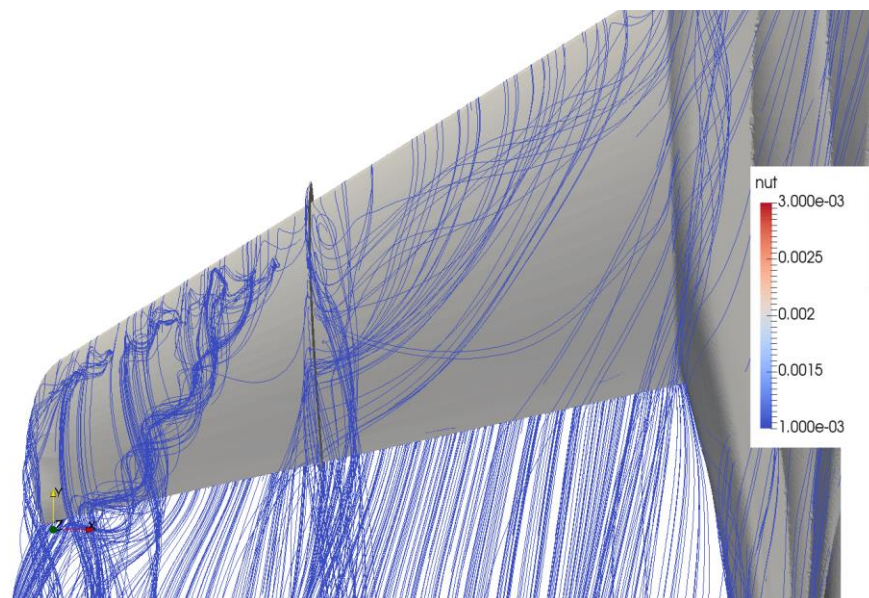
Obr. 6-13 Detail testovaných turbulátorů



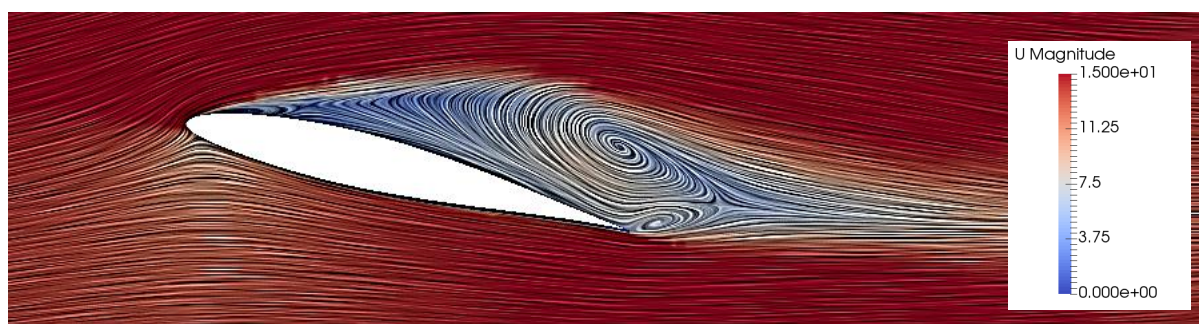
Obr. 6-14 Kontury rychlosti ve směru +Y –  $\alpha = 17,5^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$



Obr. 6-15 Tlak –  $\alpha = 17,5^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$



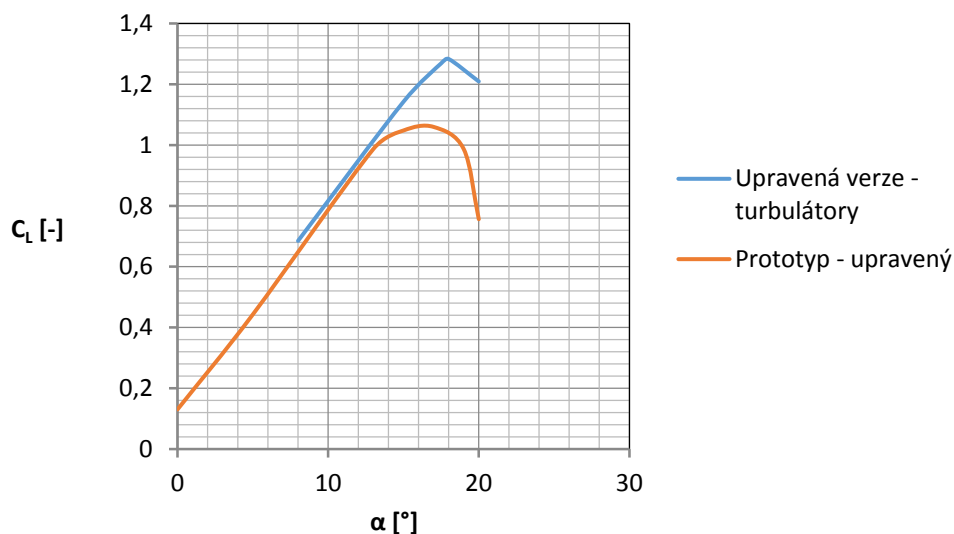
Obr. 6-16 Proudnice –  $\alpha = 17,5^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$



Obr. 6-17 Odtržení nad křídélkem –  $\alpha = 17,5^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$

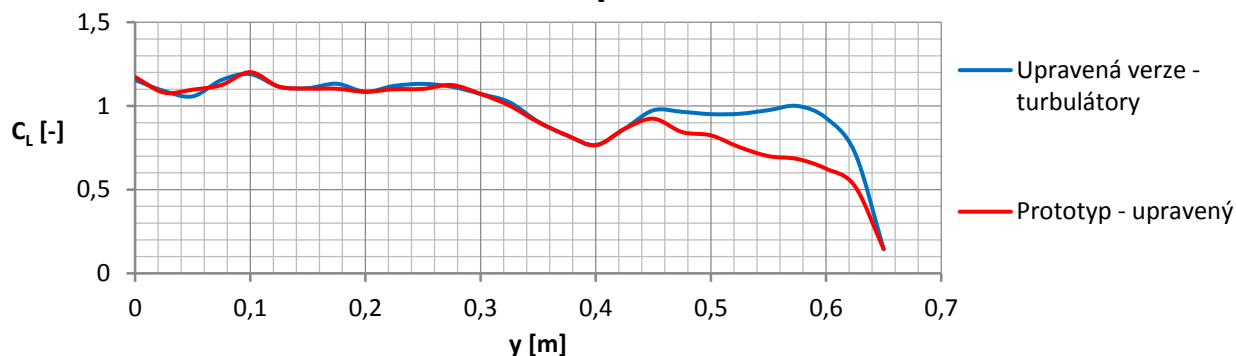


## Vztlakové čáry konfigurace křídlo-trup



Graf č. 31 Vztlaková čára pro verzi s turbulátory

## Rozložení vztlaku pro $\alpha = 17^\circ$



Graf č. 32 Rozložení vztlaku pro verzi s turbulátory

Turbulátory nepomáhají dostatečně, rozhodně ne samy o sobě. Obr. 6-15 a obr. 6-17 ukazují, že při dostatečně vysokém úhlu náběhu dojde k odtržení v oblasti křídélek. Je možné si všimnout na obr. 6-14, že při  $\alpha = 17,5^\circ$  dochází k počátkům odtržení na části křídla blíží k trupu. Turbulátory v této konfiguraci však nejsou dostatečně efektivní, aby zabránili odtržení nad křídélky při dostatečně vysokém úhlu náběhu na to, aby se odtrhlo proudění u kořene křídla.

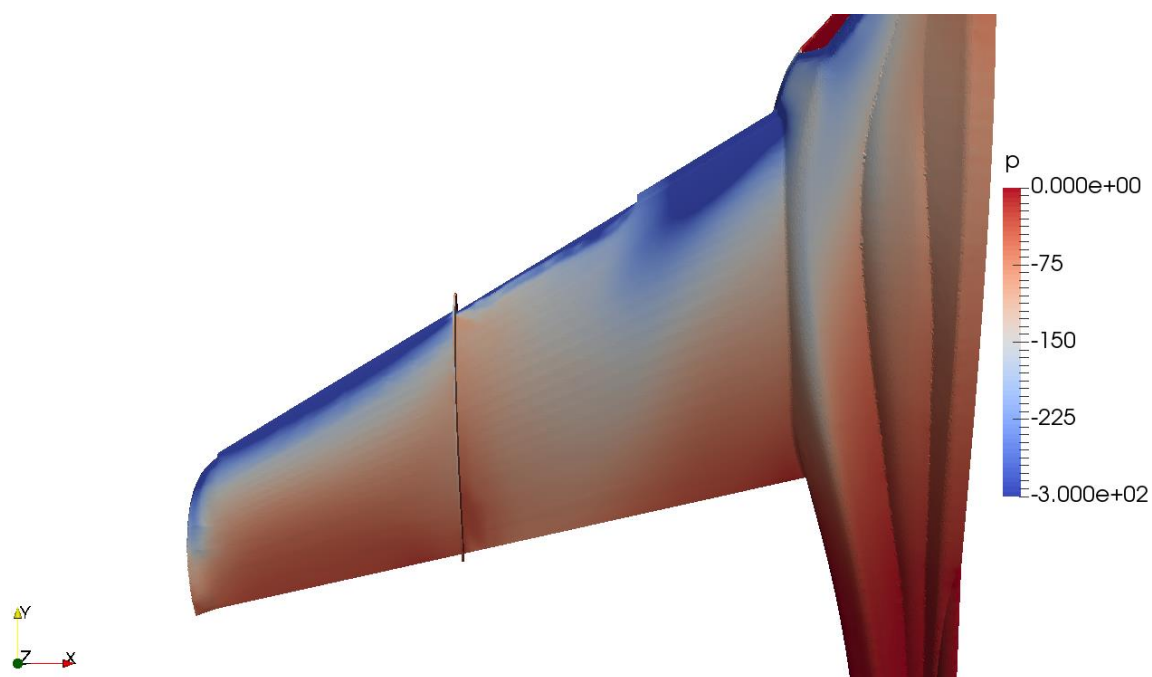
Na grafu č. 32 je však vidět významné zvýšení maximálního vztlaku. To ukazuje, že turbulátory významně zabraňují odtržení. Rozložení vztlaku ukazuje malé odchylky oproti prototypu na vnitřní části křídla ( identické jako na upraveném prototypu)

Tato úprava tedy stav zlepšila, ale nenapravila. Proto budou turbulátory ponechány jako záložní řešení pro případ, že finální varianta se v realitě neukáže jako dostatečně efektivní.

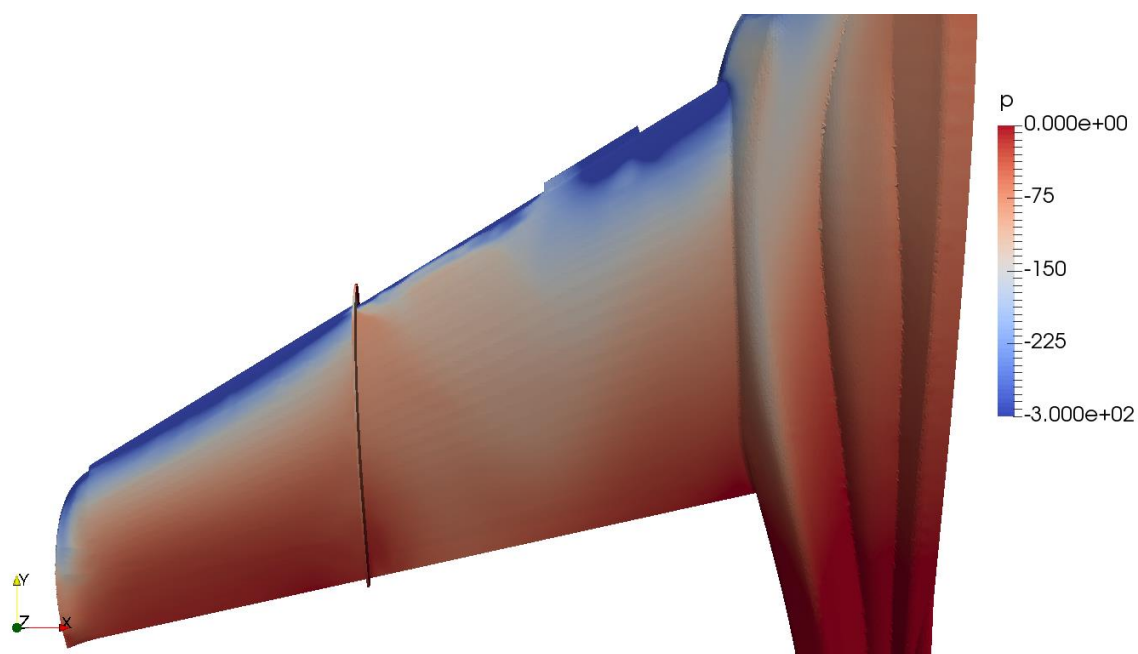


## 6.7. Návrh odtrhové lišty

### 6.7.1. Poloha odtrhové lišty

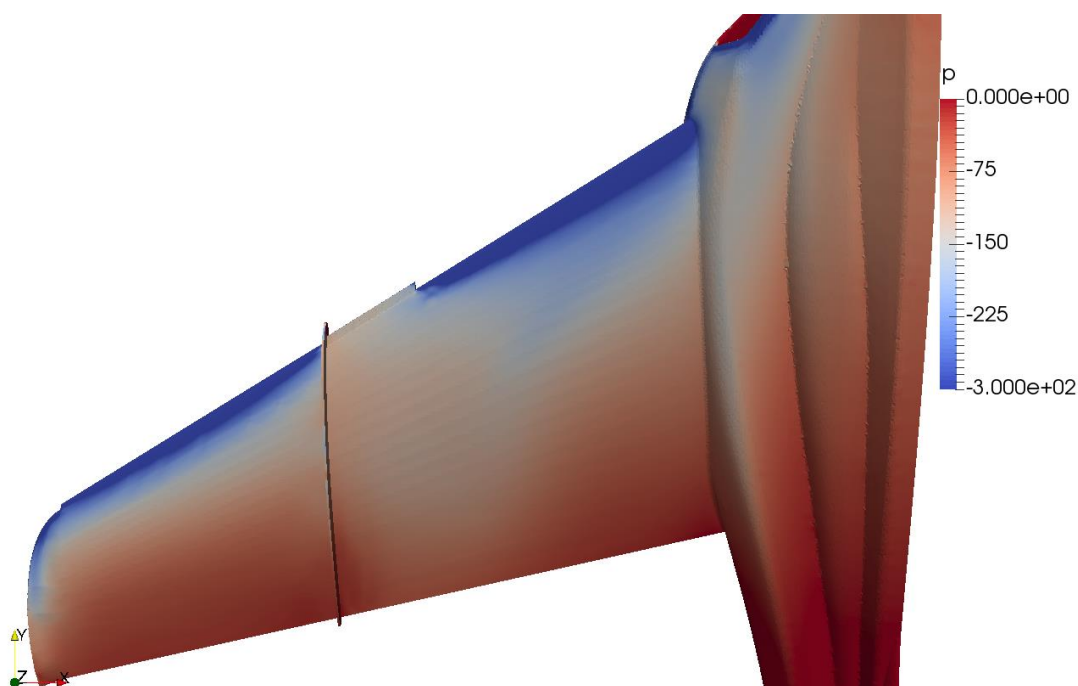


Obr. 6-18 Odtrhová lišta – varianta č. 1 –  $\alpha = 15^\circ$   $V=15\text{m/s}$



Obr. 6-19 Odtrhová lišta – varianta č. 2 –  $\alpha = 15^\circ$   $V=15\text{m/s}$





Obr. 6-20 Odrhová lišta – varianta č. 3 –  $\alpha = 15^\circ$   $V=15\text{m/s}$

Analýza jednotlivých variant ukázala, že poloha u sání ( obr. 6-18) a poloha uprostřed (obr. 6-19) situaci nezlepší. Sice dochází k odtržení a ztrátě vztlaku na části křídla před plůtkem, ale také dochází ke zvýšení vztlaku v oblasti nad lištou. To je způsobeno vírem, který se formuje za lištou a je způsoben šipovitostí křídla a tedy i lišty.

Nicméně varianta č.3 (obr. 6-20) ukazuje odtržení nad lištou. Způsobuje ji přítomnost plůtku, který je zábranou pro podélné proudění, způsobí nárůst tlaku a tedy zamezí formaci víru. Tohoto efektu může být dále využito.

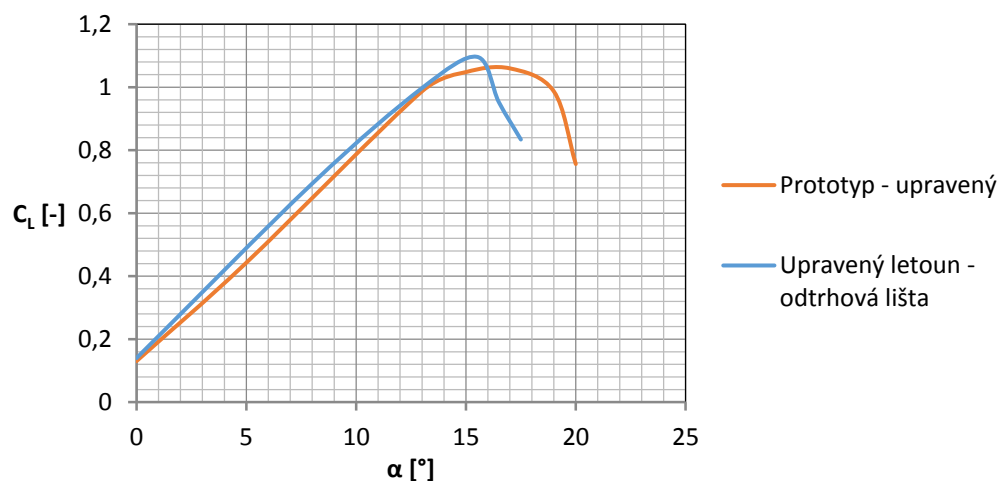
Výsledky simulací odtrhových lišt ukazují, že od lišty se tvoří vír. Tím, že je křídlo šipovité a odtržené proudění nad lištou vytváří podtlak, dojde pravděpodobně k formaci víru. Vzhledem k odhadu, že vír se možná vytvoří, ale ihned rozpadne, bude letoun s odtrhovou lištou nasimulován znovu pomocí transientní CFD simulace, a ta by měla rozpad podchytit. Transientní simulace je velice náročná na výpočetní čas, avšak v tomto případě je její užití odpodstatněné.

#### 6.7.2. Transientní analýza letounu s odtrhovou lištou

Transientní analýza ukázala, že k formaci víru skutečně dojde. Problematické je však jeho chování. Od určitého úhlu náběhu dojde k náhlému rozpadu víru. To způsobí skokovitý pokles vztlaku. Problematická také může být citlivost víru na rychlost letu, protože k rozpadu víru může docházet při různých úhlech náběhu v různých rychlostech.

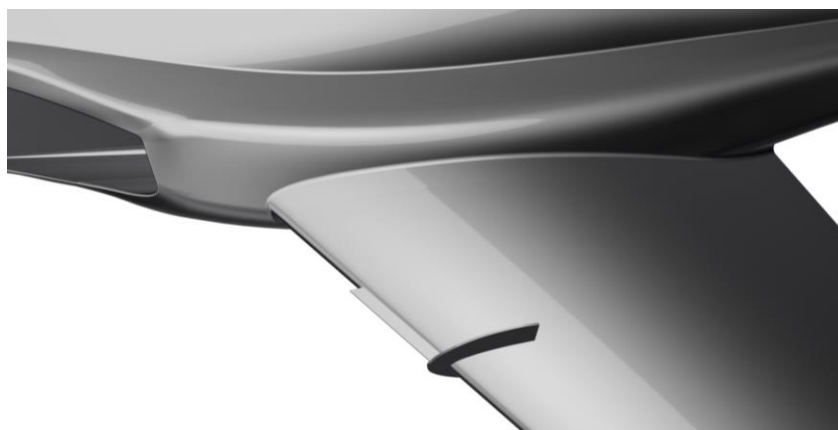


## Vztlakové čáry konfigurace křídlo-trup

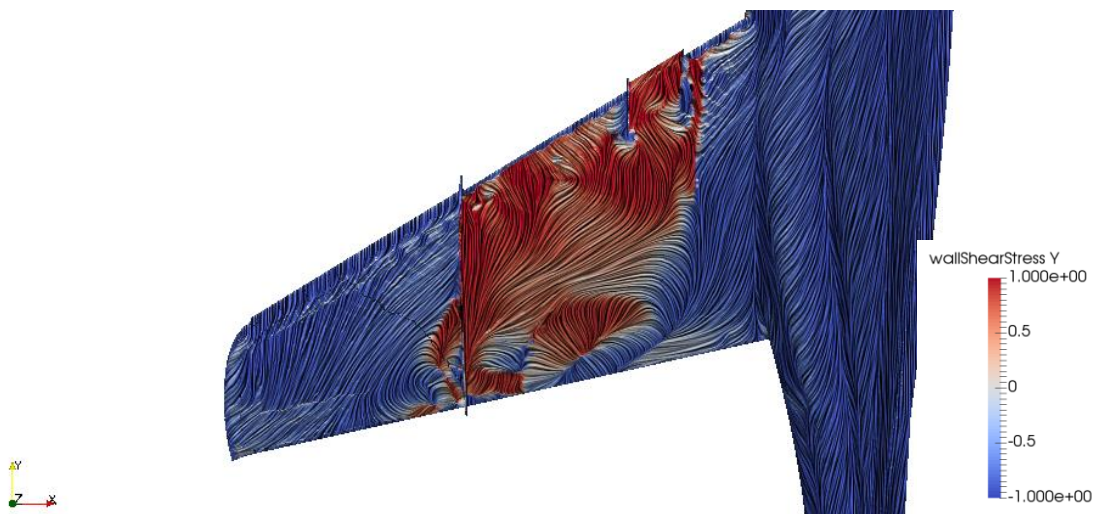


Graf č. 33 Vztlaková čára pro verzi s odtrhovou lištou – transietní CFD

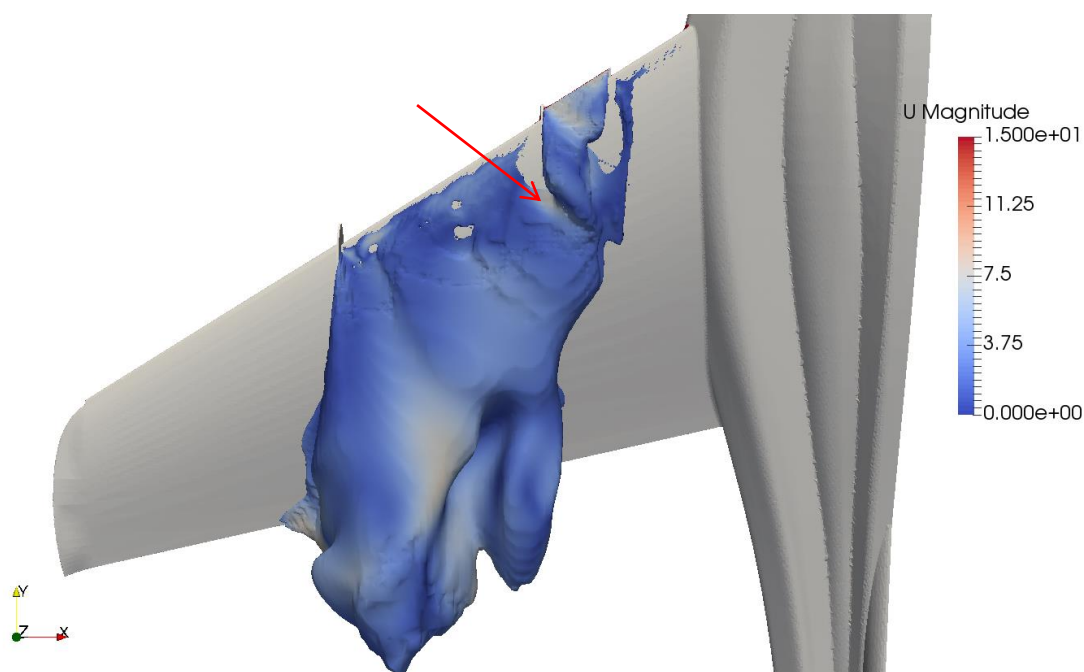
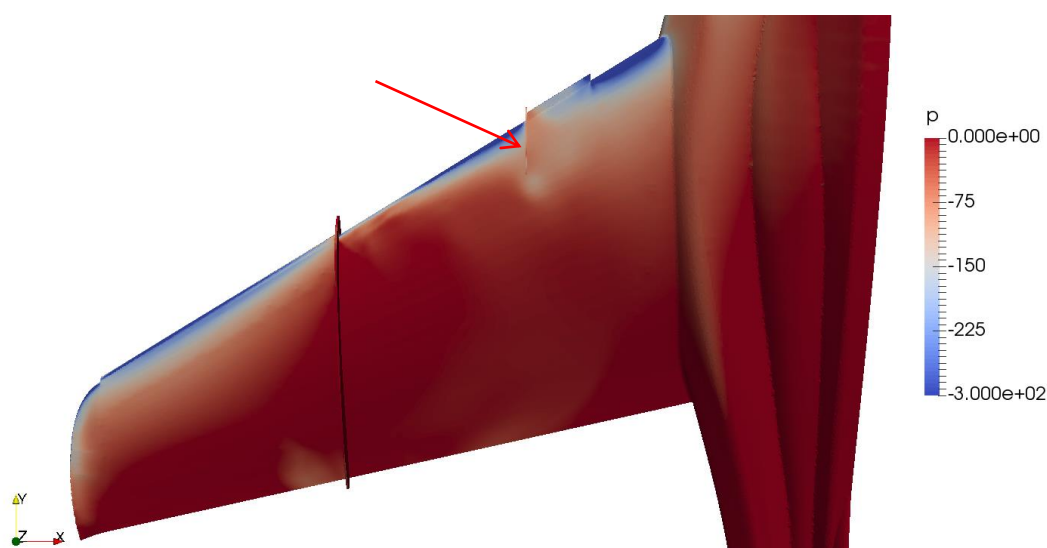
### 6.7.3. Kombinace odtrhové lišty a aerodynamického plůtku



Obr. 6-21 Detail kombinace plůtku a odtrhové lišty



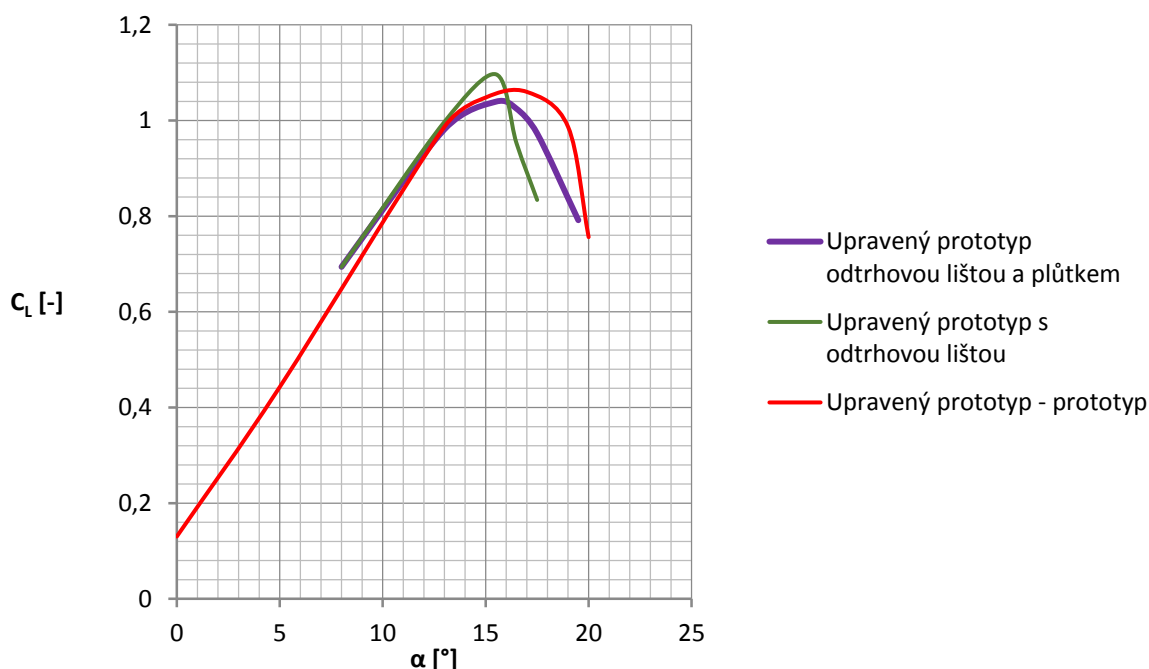
Obr. 6-22 Oilflow na křídle při kritickém úhlu náběhu –  $\alpha = 15^\circ$

Obr. 6-23 Odtržené oblasti proudění na křídle –  $\alpha = 15^\circ$ Obr. 6-24 Tlak na křídle –  $\alpha = 15^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$ 

Po několika iteracích tohoto řešení byla lišta zkrácena o 30% na délku 70mm. To zajistí, že vír nebude mít dostatek prostoru aby příliš zesílil, a tedy dojde k odtržení při vhodném úhlu náběhu. Dále byl vedle lišty umístěn krátký aerodynamický plůtek, jak je vidět na obr. 6-21. Ten funguje jako brzda víru tak, že ho zpomalí a lehce změní jeho směr. Délka plůtku je také důležitá. Na konci plůtku dojde vlivem podélného proudění a samotného zakončení plůtku k rozpadu víru (šipka na obr. 6-23). Rozpadený proud pak způsobí odtržení na zbytku křídla a poklesu generovaného vztlaku. V neposlední řadě je velmi důležitá poloha odtrhové lišty. Její odsazení od trupu způsobí, že se vyhne rychlému proudění v kořenové oblasti křídla, a tedy vzniklý vír je výrazně slabší a náchylnější k rozpadu. Vedle přidaného plůtku je také vidět malou oblast křídla bez odtržení (šipka na obr. 6-24). Ta zajistí, že nedojde k zbytečnému poklesu vztlaku, snížení maximální hodnoty vztlaku a kritického úhlu náběhu. Na obr. 6-23 je za plůtkem vidět malou oblast separace. Ta je způsobena odtrženým prouděním na druhé straně plůtku. Proto byl plůtek zvýšen, ale problém to zcela nevyřešilo.



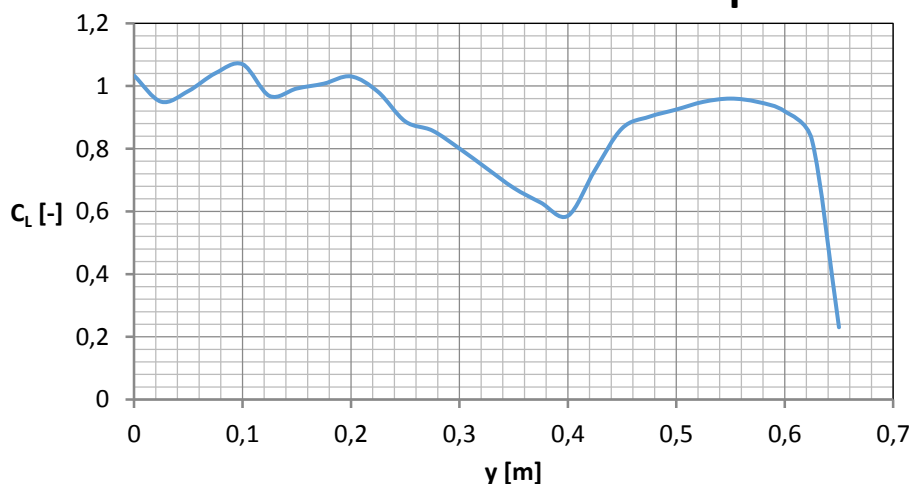
## Vztlkové čáry konfigurace křídlo-trup



Graf č. 34 Vztlková čára verze s odtrhovou lištou a plůtkem

Na grafu č.34 je vidět náhlá změna na vztlkové čáře verze s odtrhovou lištou. Na stejném grafu je dobře vidět, jak plynulejší je vztlková čára po provedených úpravách v této kapitole.

## Podélné rozložení vztlaku - verze s odtrhovou lištou a plůtkem



Graf č. 35 Rozložení vztlaku při kritickém úhlu náběhu –  $\alpha_{Kr} = 15^\circ$

Na grafu č. 35 se ukázal vliv víru z náběžné hrany sání ve vzdálenosti  $y = 0,1m$ .

V  $y = 0,2m$  je maximum vztlaku na vnitřní části křídla, za ní následuje odtržená oblast a s ní pokles vztlaku. Za  $y = 0,42m$  dochází opět k přichycení proudu a tvorbě vztlaku, což je zapříčiněno aerodynamickým plůtkem. Rozdíl mezi maximy  $C_L$  na vnější a vnitřní části křídla je  $\Delta C_L = 0,07$ , kořenová část trupu dosahuje maximální hodnoty vztlaku profilu dle grafu č.3.



## 6.1. Závěr kapitoly

V rámci této kapitoly proběhl výpočet mnoha variant, jako např. přidané aerodynamické plůtky, turbulátory, různé druhy geometrického kroucení apod.. Byly zmíněny pouze ty, které významně ovlivnily situaci.

Geometrické kroucení křídla stav zlepšilo, avšak potřebné hodnoty kroucení by byly příliš velké na to, aby samy o sobě situaci řešili. To vedlo k zjištění v kombinaci se znalostmi z kapitoly č.5, že je nutné upravit přechod křídlo-trup.

Turbulátory významně zvýšily lokálně maximální vztlak, což je velice dobré. Problématický však je tvar vztlakové čáry a jeho příliš rychlá změna. To naznačuje, že turbulátory nakonec oddálily odtržení. Podstatné je, že to nedokázaly při dostatečně nízkém úhlu náběhu na to, aby došlo k odtržení v blízkosti trupu. To naznačuje, že řešením nebude pouze oddálení separace nad koncovou částí křídla, ale spíše podpoření separace u kořene křídla. Nicméně tato varianta může být na letoun instalována i po jeho stavbě, proto budou turbulátory uvažovány jako záložní možnost, která bude na finální variantu letounu instalována, pokud chování nebude odpovídat výpočtům. Samy o sobě však turbulátory nestačí.

Podobná situace nastává u odtrhové lišty. Její vliv je pozitivní, nicméně jedná se o řešení vhodné pro vyladění vlastností letounu, který už byl postaven a jeho vlastnosti neodpovídají výpočtům. Vzhledem k možným nepřesnostem CFD výpočtů bude odtrhová lišta použita jako záložní řešení.



## 7. Finální úprava letounu

### 7.1. Úpravy na letounu

Finální úpravy letounu oproti prototypu jsou:

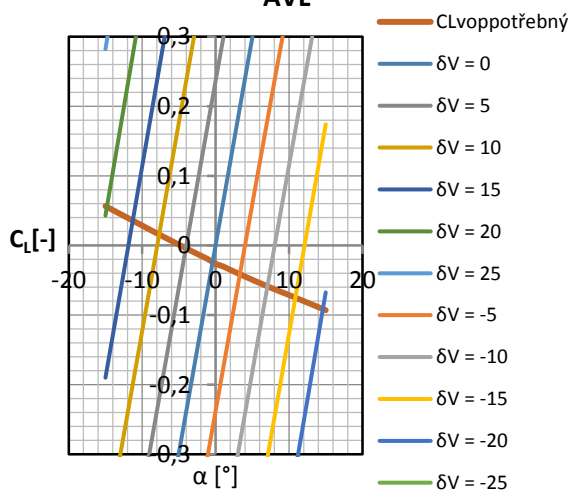
- Posunutí křídla o 17mm nahoru
- Úprava přechodu křídlo-trup
- Nové geometrické kroucení křídla, kde  $\varphi_0 = 3,5^\circ$   $\varphi_p = 0^\circ$   $\varphi_k = 0^\circ$ , tedy  $\varepsilon = 3,5^\circ$



Obr. 7-1 Detail přechodu křídlo-trup

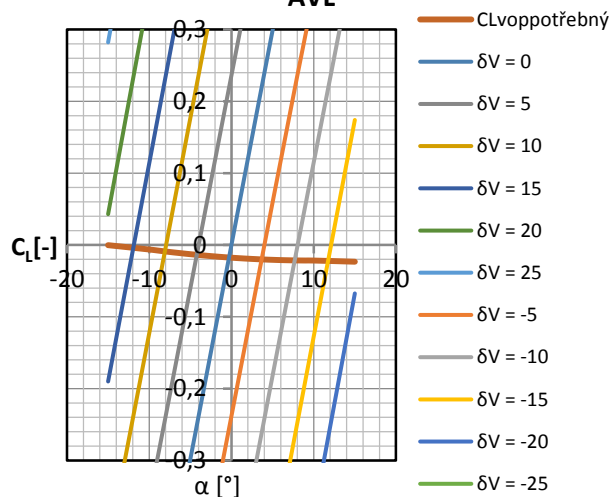
### 7.2. Cestovní režim

Potřebný vztlak VOP při přední centrāži dle AVL

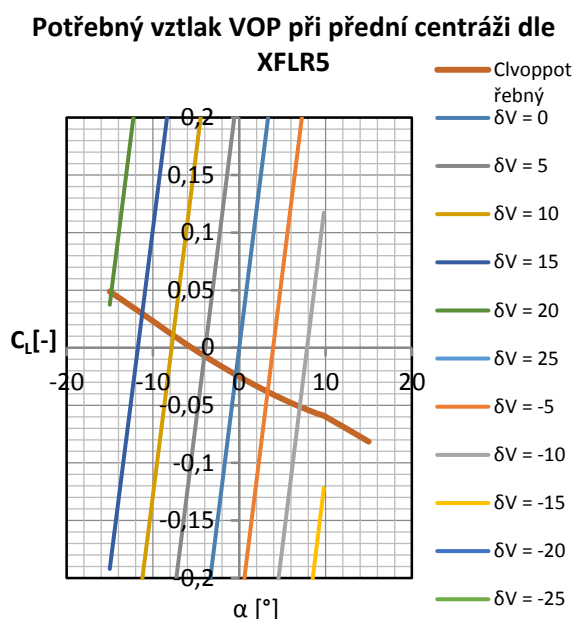


Graf č. 36 Potřebný vztlak VOP - AVL

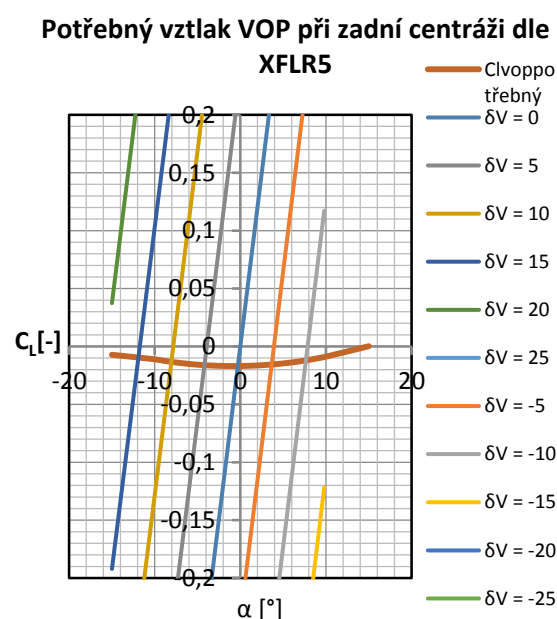
Potřebný vztlak VOP při zadní centrāži dle AVL



Graf č. 37 Potřebný vztlak VOP - AVL



Graf č. 38 Potřebný vztlak VOP – XFLR5



Graf č. 39 Potřebný vztlak VOP – XFLR5

Pro letoun s plnou nádrží:

$$\varphi_{VOP,p} \doteq -2,213^\circ \quad a \quad \varphi_{VOP,z} \doteq -3,112^\circ$$

Pro letoun s prázdnou nádrží:

$$\varphi_{VOP,p} \doteq -1,947^\circ \quad a \quad \varphi_{VOP,z} \doteq -2,639^\circ$$

Protože bylo upraveno kroucení křídla, došlo k malé změně hodnot vztlaku. Pro jistotu tedy byly přepočteny výpočty z kapitoly č.3. Z grafů je vidět, že výškové kormidlo stále poskytuje dostatečný klopivý moment pro stabilní let. Došlo k malému zmenšení doporučených úhlů nastavení VOP.

### 7.3. Parametry za vyšších úhlů náběhu

Úpravy letounu snížily kritický úhel náběhu na  $\alpha_{Kr} = 15^\circ$ . Došlo také ke zvýšení pádových rychlostí, ale stále zůstává menší pádová rychlost pro zadní centráž. Zvýšeny byly pro přední centráž na  $V_S = 14,7 \text{ m/s}$  a pro zadní centráž na  $V_S = 14,3 \text{ m/s}$ .

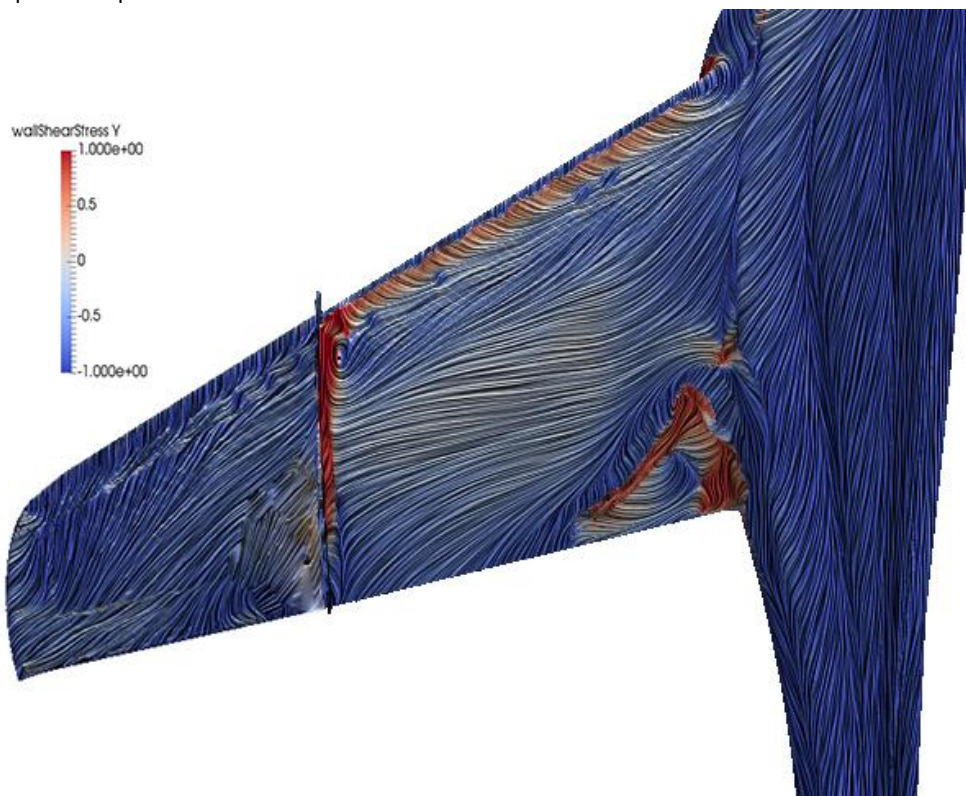
	Křídlo-VOP (AVL)	Křídlo-trup-VOP (CFD)
$\sigma_A$ [%]	17,3	9,7

Tabulka 7-1 Statická zásoba s pevným řízením finální verze

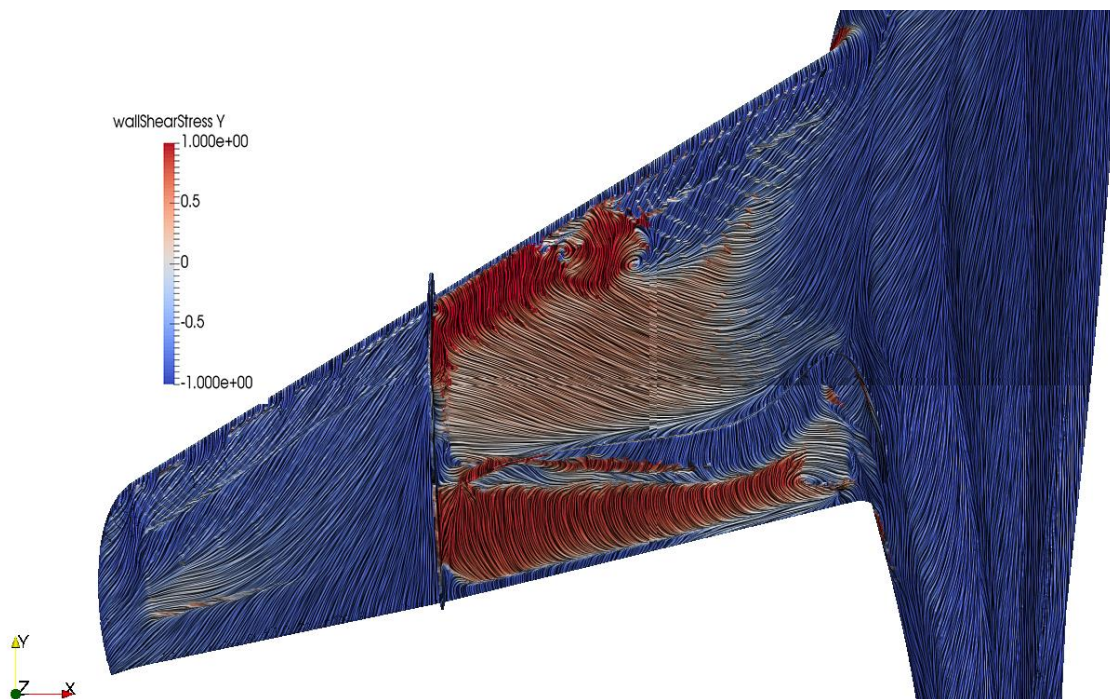




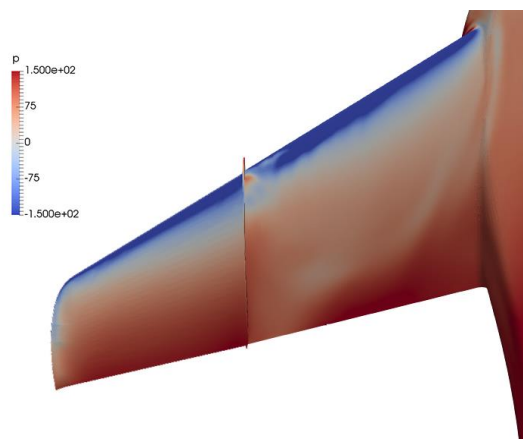
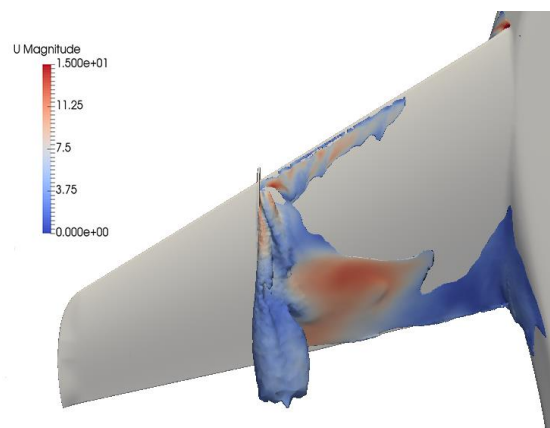
## 7.4. Separace proudění na křídle

Obr. 7-2 Oilflow –  $\alpha = 12^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$ 

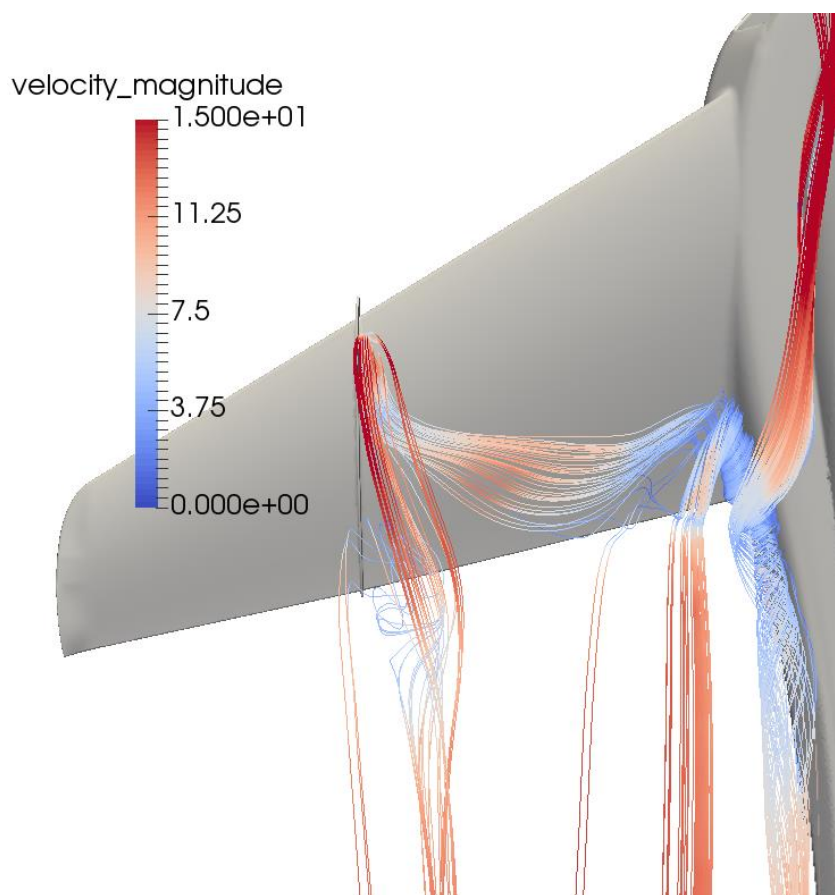
Obrázek 7-2 ukazuje plně odtržené proudění na přechodu křídlo-trup u odtokové hrany. Toto odtržení rozruší proudění nad zbytkem vnitřní části křídla. Naopak za plůtkem je proudění stabilní a bez známek odtržení.

Obr. 7-3 Oilflow –  $\alpha = 15^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$



Obr. 7-4 Tlak –  $\alpha = 15^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$ Obr. 7-5 Kontury rychlosti ve směru +Y –  $\alpha = 15^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$ 

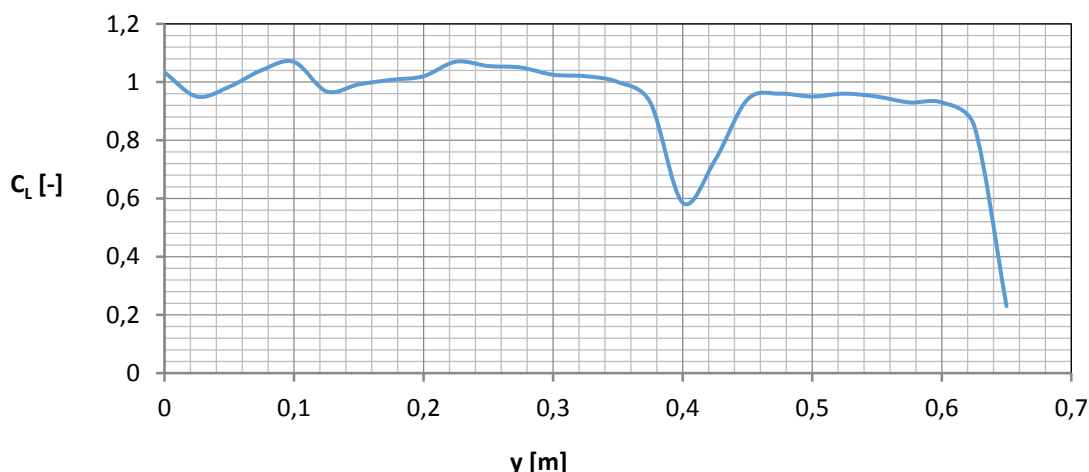
Obrázek 7-3 ukazuje již plně vyvinutou separaci nad vnitřní částí křídla, zatímco křídélka zůstávají účinná. Na obr. 7-4 je vidět, že dochází ke změnám v tlaku na křídle na jeho vnitřní části, tedy odtržení má již vliv na vztlakovou sílu. Obr. 7-5 potvrzuje co říkají obrázky 7-3 a 7-4. Zároveň však ukazuje na velmi nízkou rychlost v oblasti přechodu křídlo-trup a separaci u plůtku.

Obr. 7-6 Proudnice na přechodu křídlo-trup –  $\alpha = 15^\circ$  a  $V_\infty = 15\text{m/s}$ 

Obrázek 7-6 ukazuje separaci a tvorbu velmi pomalého víru na přechodu křídlo-trup. Dále je vidět, že tato odtržená oblast se přenáší podél odtokové hrany a odtrhává i zbytek křídla až po plůtek, který působí jako zábrana a ochrana proudění nad křídélkem.



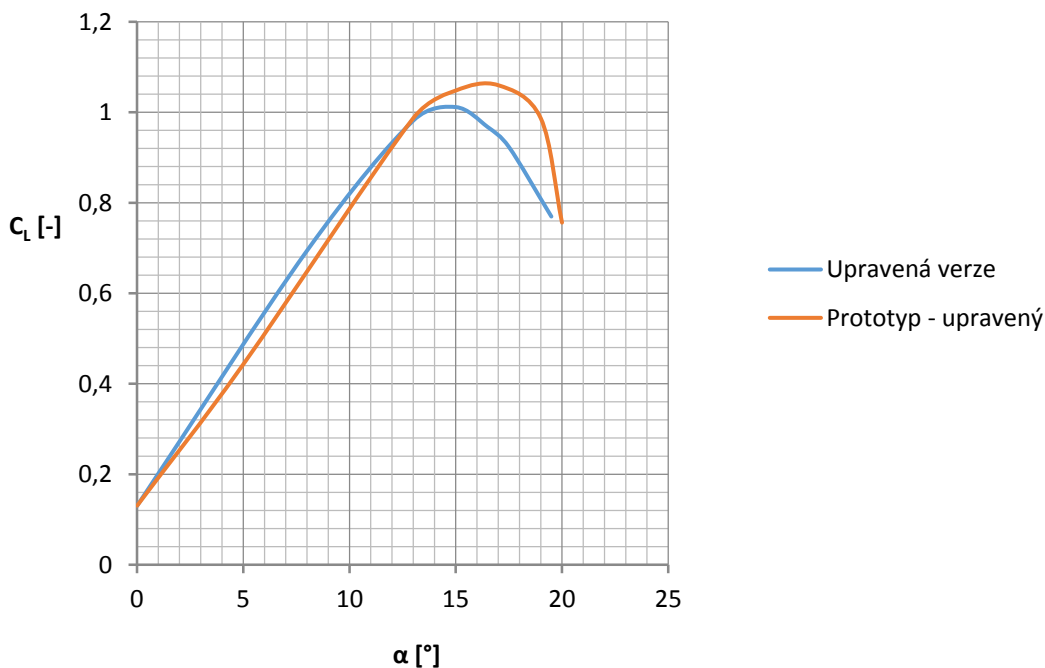
## Podélné rozložení vztlaku - upravená verze



Graf č. 40 – Podélné rozložení vztlaku upravené verze –  $\alpha = 14^\circ$

Na grafu č.40 vidíme podélné rozložení součinitele vztlaku. Nejvýraznější je pokles vztlaku v oblasti plůtku. To je způsobeno rozrušením proudění v oblasti plůtku, následným lokálním odtržením a ztrátou vztlaku. Co je však důležité, je rozdíl vztlaku mezi vnitřní částí křídla, která je v intervalu přibližně  $y \in < 0,18; 0,41 >$ , a vnější částí křídla. Tento rozdíl je důležitý, protože chceme, aby vnitřní část křídla dosáhla maximálního součinitele vztlaku dříve než vnější. To způsobí nejenom separaci nad vnitřní částí křídla dříve (ve smyslu úhlu náběhu) než na vnější, ale také zajistí, že při vyklopení křídélka nedojde okamžitě k odtržení nad křídélkem a následné ztrátě jeho efektivity.

## Vztlakové čáry konfigurace křídlo-trup



Graf č. 41 Vztlakové čáry



Graf č.41 říká, že větší úhel kroucení u trupu v kombinaci s posunutím křídla nahoru o 17mm podpořilo odtržení u trupu. Odtržení začíná na odtokové hraně, odtud se šíří podél křídla a pak po křídle proti směru letu, což dokazuje vztlková čára svým velkým rádiusem v okolí kritického úhlu náběhu. Opakem by bylo odtržení na náběžné hraně, které by mělo výrazně menší rádius na vztlkové čáře. Plynulost poklesu vztlkové čáry za kritickým úhlem náběhu ukazuje, že vnější část křídla stále produkuje vztlak i přesto, že vnitřní část křídla už vztlak ztrácí. Je to způsobeno separací za nižšího úhlu náběhu na přechodu křídlo-trup, odkud se odtržení šíří až dokud ho nezastaví plůtek. Podstatné je, že k odtržení nedojde náhle, ale je pomalé a předvídatelné.

Tyto úpravy vedou ke snížení maximálního vztlaku, kritického úhlu náběhu, a to vede k zvýšení pádové rychlosti a zvětšení poloměru zatáčky. Dojde však k značnému zlepšení ovladatelnosti letounu a také jeho předvídatelnosti, což je cennější než výkonnostní parametry.

Dále je možné si všimnout nepatrného nárůstu vztlaku za nižších úhlů náběhu. To může mít vliv na vyvažovací vztlak od VOP, avšak nárůst je malý oproti potenciální chybě CFD výpočtu.



## 8. Závěr

Tato práce navazuje na projekt firmy Global Industries s.r.o., která mě pověřila návrhem aerodynamické stránky letounu. Základem práce je představení prototypu, provedení aerodynamické analýzy aktuálního stavu návrhu a následná úprava letounu v rámci dovolených mezí a požadavků zadavatele Ing. Petra Hnízdila.

Prvním požadavkem byla vhodnost letadla pro akrobacii a neutrální chování. Z tohoto důvodu byla provedena analýza letounu v cestovním režimu a poté za vysokých úhlů náběhu.

Nejprve však bylo nutné zvolit vhodné výpočetní nástroje. Pro stanovení základních parametrů byl použit analytický výpočet. Ten však již nestačí pro důkladnější výpočty v cestovním režimu. Proto byla použita kombinace programů AVL a XFLR5 z důvodu rychlosti a malé náročnosti výpočtů na výpočetní čas. Pro zhodnocení vlastností letounu ve vysokých úhlech náběhu byla použita platforma Simscale využívající OpenFOAM. Zde se však objevily problémy se správností výsledků. Původně použitá síť s hexahedrálními prvky nesprávně predikovala odtržení. Toto zjištění ukázalo na zrádnost CFD výpočtu. I přes tento problém však srovnání s měřením v aerodynamickém tunelu vedlo k nalezení řešení a vhodné metodiky výpočtu. Tento problém vyřešilo použití tetrahedrálních prvků v síti. Daná síť již poskytla výsledky, které odpovídají měření v aerodynamickém tunelu, a tedy by měly být správné. Stejně tak výsledky výpočtů na samotném prototypu jsou mnohem věrohodnější na síti s tetrahedrálními prvky.

Nejprve byly provedeny základní výpočty. Už zde byl však nalezen problém a tím byla nedostatečná mohutnost svislé ocasní plochy. Vzhledem k tomu, že Ing. Hnízdil má zkušenost, že tato mohutnost je dostatečná, nebyla velikost SOP upravena.

Prvním krokem bylo získání dat pro profil křídla a byl stanoven kritický úhel náběhu použitého profilu přibližně na  $C_l \in (1,0 ; 1,1)$ . Následoval výpočet charakteristik křídla a VOP. Na základě těchto výpočtů pak pomocí momentové charakteristiky byla ověřena efektivita výškového kormidla, která se ukázala jako dostatečná. Také byly stanoveny doporučené úhly nastavení VOP. Vzhledem k tomu, že jejich hodnoty se příliš nelišily od použité hodnoty  $\varphi = 0^\circ$ , byla VOP ponechána v původním nastavení. Poté byly výsledky z panelových metod srovnány s CFD a bylo dosaženo velmi dobré shody.

Protože všechny testované parametry v cestovním režimu byly vhodné, následovala analýza za vysokých úhlů náběhu. Byla stanovena pádová rychlost  $V_S = 14,3 \frac{m}{s}$  pro přední centráž a  $V_S = 13,9 \frac{m}{s}$  pro zadní centráž. Statická zásoba s pevným řízením je  $\sigma_A = 10,8\%$ , což je pro letoun tohoto druhu vhodná hodnota. Kritický úhel náběhu je  $\alpha_{Kr} = 17^\circ$ . Byl také odhalen trup jako původce destabilizujících sil. V rámci CFD výpočtů byl ověřen charakter odtržení nad křídly. Ten se ukázal jako zcela nevhodný, protože k separaci docházelo nejdříve nad křídélky. Problematické se také ukázalo nevhodné proudění na přechodu křídlo-trup. Zde tvar sání urychloval proudění a oddaloval odtržení. Proto byla práce na prototypu pozastavena, dokud nebylo nalezeno vhodné řešení.



Nejprve však byl proveden transientní CFD výpočet, který ukázal silně nestacionární proudění v oblasti zubu na křídle. Zub byl odstraněn a to problém vyřešilo. Dále byla zdvojnásobena výška aerodynamického plůtku. Původní výška byla neefektivní, ale nová verze již správně odtlačovala separované proudění od křídélka. Křídlo bylo však nutné ještě upravit. Několik testů s geometrickým kroucením nevedlo k výsledku. Částečně efektivní byly turbulátory a poměrně dobře fungovala kombinace krátkého aerodynamického plůtku a zubu, pokud byla správně tvarována a umístěna. Nicméně tyto úpravy byly ponechány v záloze pro případ, že by finální verze letounu nefungovala.

Pro finální verzi byly nakonec použity následující úpravy, které byly zpracovány v rámci této práce:

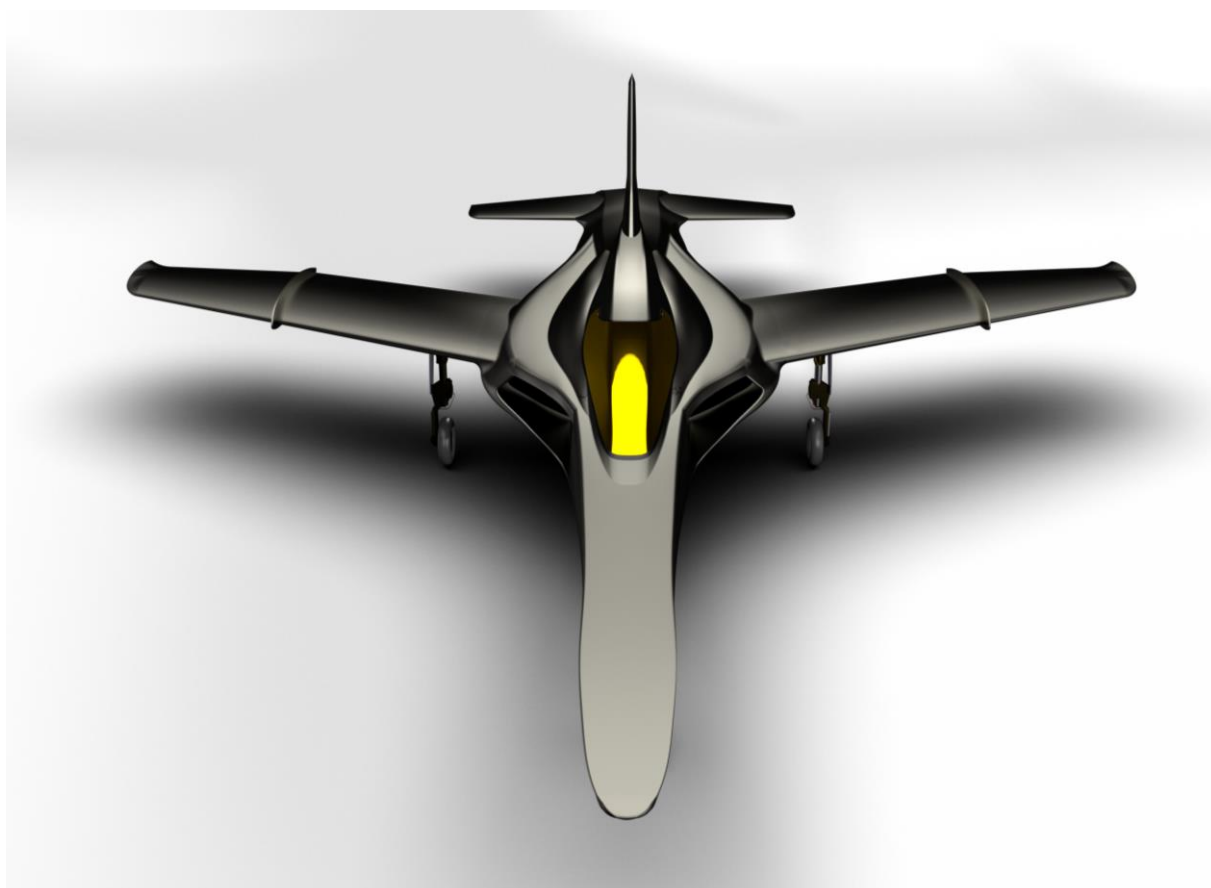
- Odstranění zubu
- Zvýšení aerodynamického plůtku
- Posunutí křídla o 17mm nahoru
- Úprava přechodu křídlo-trup
- Nové geometrické kroucení křídla, kde  $\varphi_0 = 3,5^\circ$ ,  $\varphi_p = 0^\circ$  a  $\varphi_k = 0^\circ$ , tedy  $\varepsilon = 3,5^\circ$

Tyto úpravy měly hned několik následků. Prvním bylo přesunutí počátku odtržení z oblasti křidélek do oblasti přechodu křídlo-trup na odtokovou hranu křídla. To významně zlepšilo ovladatelnost letounu z důvodu zachování efektivnosti křidélek i v úhlech náběhu vyšších než kritický. Výhody zde však nekončí. Odtržení je nyní mnohem plynulejší. To je způsobeno odtržením na odtokové hraně, které plynule přechází až k hraně náběžné, o čemž svědčí tvar vztahové čáry. To vede k menší náchylnosti letounu k pádu po křídle a vstupu do vývrtky. Také tím získá pilot více času na snížení úhlu náběhu než se stane letoun neovladatelný, což mu dodá pocit jistoty a odvahu při pilotování.

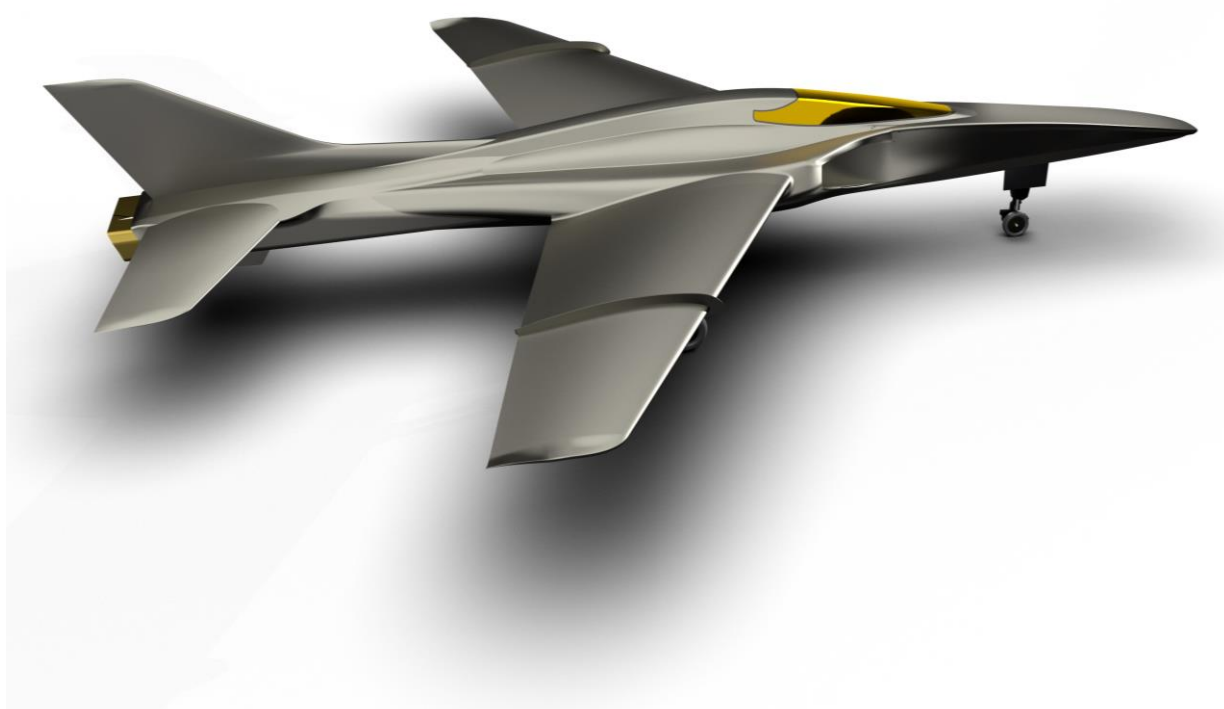
Avšak tyto úpravy měly i negativní následky. Došlo k snížení kritického úhlu náběhu o dva stupně na  $\alpha_{Kr} = 15^\circ$ , to vedlo ke snížení maximálního součinitele vztlaku. Stejně tak vzrostla pádová rychlost na  $V_S = 14,7 \frac{m}{s}$  pro přední centráž a  $V_S = 14,3 \frac{m}{s}$  pro zadní centráž. Statická zásoba s pevným řízením byla snížena na hodnotu  $\sigma_A = 9,7\%$  pro zadní centráž, což nemusí být nutně negativní jev, protože hodnota je stále velmi vhodná. Pro jistotu byl znovu přepočten potřebný rozsah výchylek kormidla a to je stále dostatečně efektivní. Naopak došlo k nepatrnému zlepšení potřebného úhlu nastavení VOP pro cestovní režim, tedy přiblížení se k nastavené hodnotě  $0^\circ$ . Všechny tyto změny parametrů však stály za zlepšením ovladatelnosti a říditelnosti, kterého bylo docíleno.

Nicméně práce Ing. Petra Hnízдила na prototypu ukázala nutnost dalších úprav. První je změna tvarování zadní části v okolí trysky a trysky samotné. Původní tvary nedávaly trysce dostatek prostoru, tím by mohlo dojít k poškození pláště teplem. Dalším krokem bylo posunutí VOP nahoru nad trysku. To umožní použití společného hřídele pro ovládání výškového kormidla, což sníží hmotnost, zvýší spolehlivost a v neposlední řadě sníží cenu.

Výsledky této práce nyní poslouží při stavbě nového prototypu. V této fázi je zvažována změna velikosti z délky 1,6m na 3m. Pro tvorbu kopyt nebude použit 3D tisk, ale tradiční frézka. Tuto skutečnost bylo nutné brát v potaz už při návrhu finální verze, protože frézka má svá omezení rozsahu a nedokáže vytvářet oblasti s negativními úhly, neboť stroj, který má firma k dispozici, neumožňuje naklápění obráběcí hlavy. Práce na projektu tedy budou dál pokračovat. Pro nový prototyp však budou použity úpravy navržené v rámci této práce.



Obr. 8-1 Finální verze letounu – pohled 1



Obr. 8-2 Finální verze letounu – pohled 2



## Použité informační zdroje

- [1] *NACA 63(1)-212 airfoil* [online]. University of Illinois at Urbana-Champaign: UIUC Airfoil Data Site [cit. 2018-10-13]. Dostupné z:  
<https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord/n63212.dat>
- [2] *NACA 0009 airfoil (smoothed)* [online]. University of Illinois at Urbana-Champaign: UIUC Airfoil Data Site [cit. 2019-04-12]. Dostupné z:  
<https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coords/n0009sm.dat>
- [3] RIEBE, John M. a Oleta CHURCH. *Wind-tunnel investigation of control-surface characteristics XXI : medium and large aerodynamic balances of two nose shapes and a plain overhang used with a 0.40-airfoil-chord flap on an NACA 0009 airfoil* [online]. Langley Field, VA, United States: National Advisory Committee for Aeronautics. Langley Aeronautical Lab., 1945 [cit. 2018-10-13]. Dostupné z:  
<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930092894.pdf>
- [4] VERSTEEG, H. K. a W. MALALASEKERA. *An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method*. 2nd ed. New York: Pearson Education, 2007. ISBN 978-0-13-127498-3. Dostupné také z:  
[http://ftp.demec.ufpr.br/disciplinas/TM702/Versteeg\\_Malalasekera\\_2ed.pdf](http://ftp.demec.ufpr.br/disciplinas/TM702/Versteeg_Malalasekera_2ed.pdf)
- [5] SELTZER, Robert M. a Glenn R. RHODESIDE. *Fundamentals and methods of high angle-of-attack flying qualities research* [online]. Warminster: NAVAL AIR DEVELOPMENT CENTER, 1988 [cit. 2018-11-14]. Dostupné z:  
<https://apps.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a235994.pdf>
- [6] *Turbulence intensity. Cfd-online* [online]. 2018 [cit. 2018-10-13]. Dostupné z:  
[https://www.cfd-online.com/Wiki/Turbulence\\_intensity](https://www.cfd-online.com/Wiki/Turbulence_intensity)
- [7] ANSYS Fluent User's Guide [online]. Release 15.0. U.S.A., 2013 [cit. 2018-11-15]. Dostupné z:  
<http://www.pmt.usp.br/academic/martoran/notasmodelosgrad/ANSYS%20Fluent%20Users%20Guide.pdf>
- [8] *XFLR5 tutorial*. [online]. 2017 [cit. 2018-09-25]. Dostupné z:  
<https://www.youtube.com/playlist?list=PLtl5ylS6jdP6uOxzSJKPnUsvMbkmalfKg>
- [9] *AVL Overview*. [online]. 2017 [cit. 2018-09-26] Dostupné z:  
<http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>
- [10] ROSKAM, Jan. *Airplane Design Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristic.*, Ottawa, Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corp. 1990, ISBN 978-1884885525





- [11] RAYMER, Daniel P. *Aircraft design: a conceptual approach*. [3rd ed.]. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, c1999. ISBN 15-634-7281-3.
- [12] PURSER, Paul E. - SPEARMAN, Leroy M. *Wind-tunnel tests at low speed of swept and yawed wings having various plan forms* [online]. National Advisory Committee for Aeronautics. Langley Aeronautical Lab.; Langley Field, VA, United States, 1947. [cit. 24.12.2018]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930083063.pdf>
- [13] RICHARD, Ilk J. *High-speed aerodynamic characteristics of four thin NACA 63-series airfoils* [online]. National Advisory Committee for Aeronautics. Ames Aeronautical Lab.; Moffett Field, CA, United States, 1947. [cit.2019-03-20]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930085755.pdf>
- [14] MOITRA, Anutosh. GUJAR Pranav. a GUPTA Puneet. *Investigation of Solution Methodology for Resolution of Side of Body Flow Separation* [online]. AIAA CFD High Lift Prediction Workshop (HiLiftPW) series, New Orleans, LA. 2012. [cit.2019-03-15]. Dostupné z: <https://hiliftpw.larc.nasa.gov/Workshop1/ParticipantTalks/SS2012/6-Moitra-hilift.pdf?fbclid=IwAR0yig2cFBuRV5ILxAQFM2P8KLA2AwACEsSyWhBIPqM9hNfMsU41SJ SqUP0>
- [15] HUSSAIN, Mohamed a Elteyeb ELJACK. *Comparison of Different Turbulence Models in Predicting Separated Flow over an Airfoil* [online]. Khartoum, Sudan: University of Khartoum, 2011 [cit. 2019-04-13]. Dostupné z: [https://www.academia.edu/9378943/Comparison\\_of\\_Different\\_Turbulence\\_Models\\_in\\_Predicting\\_Separated\\_Flow\\_over\\_an\\_Airfoil](https://www.academia.edu/9378943/Comparison_of_Different_Turbulence_Models_in_Predicting_Separated_Flow_over_an_Airfoil)





## 9. Seznam použitých obrázků

OBR. 1-1 STAVBA PROTOTYPU.....	9
OBR. 1-2 PROFIL KŘÍDLA [1].....	10
OBR. 1-3 PROFIL VOP A SOP [2] .....	10
OBR. 1-4 TŘÍPOHLEDOVÝ VÝKRES.....	11
OBR. 2-1 NÁBĚŽNÁ HRANA PROFILU V XFLR5 .....	14
OBR. 2-2 POHLED NA HEXAHEDRÁLNÍ SÍŤ LETOUNU A JEHO SOUŘADNICOVÝ SYSTÉM.....	15
OBR. 2-3 Y+ NA HEXAHEDRÁLNÍ SÍTI.....	18
OBR. 2-4 PROSTOROVÉ ZÓNY OKOLO KONCE VOP A KŘÍDLA .....	19
OBR. 2-5 ZÓNY SÍŤE NA LETOUNU .....	19
OBR. 2-6 Y+ PARAMETR NA TETRAHEDRÁLNÍ SÍTI .....	21
OBR. 2-7 PROUDNICE NA TETRAHEDRÁLNÍ SÍTI - $\alpha = 15^\circ$ $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	22
OBR. 2-8 PROUDNICE NA HEXAHEDRÁLNÍ SÍTI - $\alpha = 15^\circ$ $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	22
OBR. 2-9 UKÁZKA ÚSPĚŠNÉ KONVERGENCE.....	26
OBR. 3-1 KŘÍDLO V XFLR5.....	31
OBR. 3-2 KŘÍDLO V AVL.....	32
OBR. 3-3 SCHÉMA PRO KLOPIVÝ MOMENT.....	36
OBR. 3-4 RAMENO VOP .....	37
OBR. 5-1 TLAK - $\alpha = 17^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	48
OBR. 5-2 KONTURY PROUDĚNÍ VE SMĚRU +Y - $\alpha = 17^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	49
OBR. 5-3 PROUDNICE OBARVENÉ TURBULENTNÍ VISKOZITOU - $\alpha = 17^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	49
OBR. 5-4 OILFLOW - $\alpha = 17^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	49
OBR. 5-5 VZTLAK NA POLOVINĚ LETOUNU V ZÁVISLOSTI NA ČASE - $\alpha = 15^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	50
OBR. 5-6 KONTURA KONSTATNÍ RYCHLOST $V=10\text{m/s}$ PRO $\alpha = 17^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	51
OBR. 5-7 KONTURA KONSTANTNÍHO Q-CRITERION $= 300\text{s}^{-1}$ PRO $\alpha = 17^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	51
OBR. 5-8 KONTURA KONSTANTNÍHO Q-CRITERION $= 750\text{s}^{-1}$ PRO $\alpha = 17^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	52
OBR. 6-1 PROUDNICE OBARVENÉ TURBULENTNÍ VISKOZITOU - $\alpha = 15^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	53
OBR. 6-2 PROUDNICE OBARVENÉ TURBULENTNÍ VISKOZITOU - $\alpha = 15,5^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	53
OBR. 6-3 KONTURY PROUDĚNÍ VE SMĚRU +Y - $\alpha = 15,5^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	54
OBR. 6-4 PROUDNICE OBARVENÉ TURBULENTNÍ VISKOZITOU - $\alpha = 16,5^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	54
OBR. 6-5 PROUDNICE OBARVENÉ TURBULENTNÍ VISKOZITOU - $\alpha = 17^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	55
OBR. 6-6 KONTURY RYCHLOSTI VE SMĚRU Y PRO $V_y = 5\text{m/s}$ , $\alpha = 17^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	55
OBR. 6-7 TLAK - $\alpha = 17^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	57
OBR. 6-8 KONTURY RYCHLOSTI VE SMĚRU +Y - $\alpha = 17^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	57
OBR. 6-9 PROUDNICE OBARVENÉ TURBULENTNÍ VISKOZITOU - $\alpha = 17^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	58
OBR. 6-10 OILFLOW - $\alpha = 17^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	58
OBR. 6-11 PROUDĚNÍ NAD ČÁSTÍ KŘÍDLA BLÍZKO TRUPU - $\alpha = 17^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	58
OBR. 6-12 ODTRŽENÉ PROUDĚNÍ NAD KŘÍDELKEM - $\alpha = 17^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	58
OBR. 6-13 DETAIL TESTOVANÝCH TURBULÁTORŮ .....	60
OBR. 6-14 KONTURY RYCHLOSTI VE SMĚRU +Y - $\alpha = 17,5^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	60
OBR. 6-15 TLAK - $\alpha = 17,5^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	61
OBR. 6-16 PROUDNICE - $\alpha = 17,5^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	61
OBR. 6-17 ODTRŽENÍ NAD KŘÍDELKEM - $\alpha = 17,5^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	61
OBR. 6-18 ODTRHOVÁ LIŠTA - VARIANTA Č. 1 - $\alpha = 15^\circ$ $V=15\text{m/s}$ .....	63
OBR. 6-19 ODTRHOVÁ LIŠTA - VARIANTA Č. 2 - $\alpha = 15^\circ$ $V=15\text{m/s}$ .....	63
OBR. 6-20 ODTRHOVÁ LIŠTA - VARIANTA Č. 3 - $\alpha = 15^\circ$ $V=15\text{m/s}$ .....	64
OBR. 6-21 DETAIL KOMBINACE PLŮTKU A ODTRHOVÉ LIŠTY .....	65
OBR. 6-22 OILFLOW NA KŘÍDLE PŘI KRITICKÉM ÚHLU NÁBĚHU - $\alpha = 15^\circ$ .....	65
OBR. 6-23 ODTRŽENÉ OBLASTI PROUDĚNÍ NA KŘÍDLE - $\alpha = 15^\circ$ .....	66
OBR. 6-24 TLAK NA KŘÍDLE - $\alpha = 15^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	66
OBR. 7-1 DETAIL PŘECHODU KŘÍDLO-TRUP .....	69
OBR. 7-2 OILFLOW - $\alpha = 12^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	71
OBR. 7-3 OILFLOW - $\alpha = 15^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	71
OBR. 7-4 TLAK - $\alpha = 15^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ OBR. 7-5 KONTURY RYCHLOSTI VE SMĚRU +Y - $\alpha = 15^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ ..	72
OBR. 7-6 PROUDNICE NA PŘECHODU KŘÍDLO-TRUP - $\alpha = 15^\circ$ A $V_\infty = 15\text{m/s}$ .....	72
OBR. 8-1 FINÁLNÍ VERZE LETOUNU - POHLED 1 .....	77



OBR. 8-2 FINÁLNÍ VERZE LETOUNU – POHLED 2 .....	77
-------------------------------------------------	----

## 10. Seznam použitých grafů

GRAF Č. 1 - SROVNÁNÍ VZTLAKOVÝCH ČAR PRO TETRAHEDRÁLNÍ A HEXAHEDRÁLNÍ SÍTĚ .....	23
GRAF Č. 2 – SROVNÁNÍ VZTLAKOVÝCH ČAR PRO AERODYNAMICKÝ TUNEL A CFD .....	27
GRAF Č. 3 – STUDIE NEZÁVISLOSTI ŘEŠENÍ NA KVALITĚ HEXAHEDRÁLNÍ SÍTĚ 1 .....	28
GRAF Č. 4 - STUDIE NEZÁVISLOSTI ŘEŠENÍ NA KVALITĚ HEXAHEDRÁLNÍ SÍTĚ 2 .....	28
GRAF Č. 5 - STUDIE NEZÁVISLOSTI ŘEŠENÍ NA KVALITĚ TETRAHEDRÁLNÍ SÍTĚ .....	29
GRAF Č. 6 - STUDIE NEZÁVISLOSTI ŘEŠENÍ NA KVALITĚ TETRAHERÁLNÍ SÍTĚ 2 .....	29
GRAF Č. 7 - VZTLAKOVÁ ČÁRA PROFILU NACA 63-212 .....	30
GRAF Č. 8 – VZTLAKOVÁ ČÁRA KŘÍDLA DLE XLFR5;      GRAF Č. 9 – MOMENTOVÁ ČÁRA DLE XFLR5 .....	31
GRAF Č. 10 – ODPOROVÁ POLÁRA KŘÍDLA DLE XLFR5 .....	32
GRAF Č. 11 – VZTLAKOVÁ ČÁRA KŘÍDLA DLE AVL;      GRAF Č. 12 – MOMENTOVÁ ČÁRA KŘÍDLA DLE AVL .....	33
GRAF Č. 13 – ODPOROVÁ POLÁRA KŘÍDLA DLE AVL .....	33
GRAF Č. 14 – SROVNÁNÍ VZTLAKOVÝCH ČAR KŘÍDLA PANELOVÝCH METOD .....	34
GRAF Č. 15 – SROVNÁNÍ MOMENTOVÝCH ČAR KŘÍDLA PANELOVÝCH METOD .....	34
GRAF Č. 16 – SROVNÁNÍ ODPOROVÝCH POLÁR KŘÍDLA PANELOVÝCH METOD .....	35
GRAF Č. 17 – POTŘEBNÝ VZTLAK VOP, XLFR5;      GRAF Č. 18 - POTŘEBNÝ VZTLAK VOP, XLFR5 .....	37
GRAF Č. 19 – POTŘEBNÝ VZTLAK VOP, AVL;      GRAF Č. 20 – POTŘEBNÝ VZTLAK VOP, AVL .....	38
GRAF Č. 21 – SROVNÁNÍ VZTLAKOVÝCH ČAR DLE CFD A PANELOVÝCH METOD .....	40
GRAF Č. 22 – SROVNÁNÍ ODPOROVÝCH POLÁR DLE CFD A PANELOVÝCH METOD .....	41
GRAF Č. 23 – SROVNÁNÍ MOMENTOVÝCH ČAR 2;      GRAF Č. 24 – SROVNÁNÍ MOMENTOVÝCH ČAR 1 .....	41
GRAF Č. 25 – PRŮBĚH VZTLAKU KONFIGURACE KŘÍDLO-TRUP .....	43
GRAF Č. 26 – PRŮBĚH KLOPIVÉHO MOMENTU KONFIGURACE KŘÍDLO-TRUP .....	43
GRAF Č. 27 VZTLAKOVÉ ČÁRY – POROVNÁNÍ DATY PRO KŘÍDLA Z PANELOVÝCH METOD .....	45
GRAF Č. 28 VZTLAKOVÁ ČÁRA A VYVAŽOVACÍ VZTLAK .....	46
GRAF Č. 29 ROZLOŽENÍ VZTLAKU PRO ZVÝŠENÉ GEOMETRICKÉ KROUCENÍ .....	59
GRAF Č. 30 VZTLAKOVÁ ČÁRA PRO VERZI S GEOMETRICKÝM KROUCENÍM $\epsilon = 5.5^\circ$ .....	59
GRAF Č. 31 VZTLAKOVÁ ČÁRA PRO VERZI S TURBULÁTORY .....	62
GRAF Č. 32 ROZLOŽENÍ VZTLAKU PRO VERZI S TURBULÁTORY .....	62
GRAF Č. 33 VZTLAKOVÁ ČÁRA PRO VERZI S ODRHOVOU LIŠTOU – TRANSIETNÍ CFD .....	65
GRAF Č. 34 VZTLAKOVÁ ČÁRA VERZE S ODRHOVOU LIŠTOU A PLŮTKEM .....	67
GRAF Č. 35 ROZLOŽENÍ VZTLAKU PŘI KRITICKÉM ÚHLU NÁBĚHU – $\alpha_{Kr} = 15^\circ$ .....	67
GRAF Č. 36 POTŘEBNÝ VZTLAK VOP – AVL;      GRAF Č. 37 POTŘEBNÝ VZTLAK VOP - AVL .....	69
GRAF Č. 38 POTŘEBNÝ VZTLAK VOP – XFLR5;      GRAF Č. 39 POTŘEBNÝ VZTLAK VOP – XFLR5 .....	70
GRAF Č. 40 – PODÉLNÉ ROZLOŽENÍ VZTLAKU UPRAVENÉ VERZE – $\alpha = 14^\circ$ .....	73
GRAF Č. 41 VZTLAKOVÉ ČÁRY .....	73

## 11. Seznam použitých tabulek

TABULKA 2-1: ZÁKLADNÍ PARAMETRY SÍTĚ .....	16
TABULKA 2-2: HODNOTY KVALITY SÍTĚ .....	16
TABULKA 2-3: PARAMETRY PRIZMATICKÝCH PRVKŮ .....	18
TABULKA 2-4: VYLEPŠENÍ SÍTĚ V DOMĚNĚ .....	18
TABULKA 2-5: VYLEPŠENÍ SÍTĚ V OKOLÍ A NA POVRCHU LETOUNU .....	19
TABULKA 2-6: HODNOTY PRO SÍŤ – VYŠŠÍ ÚHLY NÁBĚHU .....	20
TABULKA 2-7: PRIZMATICKÁ VRSTVA – VYŠŠÍ ÚHLY NÁBĚHU .....	20
TABULKA 2-8 ZÁKLADNÍ PARAMETRY TETRAHEDRÁLNÍ SÍTĚ .....	20
TABULKA 2-9: PRIZMATICKÁ VRSTVA – TETRAHEDRÁLNÍ SÍŤ .....	20
TABULKA 2-10: PROSTOROVÉ VYLEPŠENÍ SÍTĚ .....	21
TABULKA 2-11: PLOŠNÉ VYLEPŠENÍ SÍTĚ .....	21
TABULKA 2-12: STUDIE CITLIVOSTI NA PARAMETRY TURBULENCE .....	24
TABULKA 2-13: NASTAVENÍ OKRAJOVÝCH PODMÍNEK .....	25
TABULKA 2-14: NUMERICKÉ NASTAVENÍ VÝPOČTU .....	25



TABULKA 2-15: ODCHYLKY OD MĚŘENÍ V AERODYNAMICKÉM TUNELU .....	26
TABULKA 2-16: STUDIE ZÁVISLOSTI ŘEŠENÍ NA KVALITĚ SÍTĚ .....	27
TABULKA 2-17: STUDIE ZÁVISLOSTI ŘEŠENÍ NA KVALITĚ SÍTĚ .....	28
TABULKA 3-1: ODCHYLKY DAT XFLR5 A AVL PRO KŘÍDLO .....	35
TABULKA 3-2: SROVNÁNÍ POTŘEBNÝCH VÝCHYLEK VOP V AVL A XFLR5 .....	38
TABULKA 3-3: POTŘEBNÝCH KOEF. VZTLAKU VOP .....	39
TABULKA 3-4: ODCHYLKY DAT CELÉHO LETOUNU S PEVNÝM ŘÍZENÍM .....	41
TABULKA 3-5: SROVNÁNÍ POTŘEBNÝCH VÝCHYLEK KORMIDLA VOP .....	42
TABULKA 4-1: DATA K $C_{SAT}$ ROZDĚLNÁ NA KŘÍDLO A TRUP SAMOSTATNĚ .....	44
TABULKA 4-2: SROVNÁNÍ DAT Z AVL A CFD PRO SEKCI KŘÍDLA .....	44
TABULKA 4-3: PŘÍSPĚVEK JEDNOTLIVÝCH ČÁSTÍ TRUPU KE KLOPÍVÉMU MOMENTU .....	44
TABULKA 4-4: VYVAŽOVACÍ VZTLAK – PŘEDNÍ CENTRÁŽ .....	45
TABULKA 4-5: VYVAŽOVACÍ VZTLAK – ZADNÍ CENTRÁŽ .....	45
TABULKA 4-6: STATICKÁ ZÁSoba S PEVNÝM ŘÍZENÍM .....	47
TABULKA 7-1 STATICKÁ ZÁSoba S PEVNÝM ŘÍZENÍM FINÁLNÍ VERZE .....	70

## 12. Seznam použitých rovnic

(2.1) – DÉLKA SAT .....	13
(2.2) – POLOHA SAT PO ROZPĚTÍ .....	13
(2.3) – SOUČINITEL KLOPÍVÉHO MOMENTU TRUPU .....	13
(2.4) – ŠTÍHLOST TRUPU .....	13
(2.5) – REYNOLDSOVO ČÍSLO .....	14
(2.6) – POLOVINA $C_{SAT}$ .....	17
(2.7) – TLOUŠŤKA MEZNÍ VRSTVY .....	17
(2.8) – PARAMETR $Y^+$ .....	17
(2.9) – TURBULENTNÍ KINETICKÁ ENERGIE .....	24
(2.10) – SPECIFICKÁ RYCHLOST DISIPACE ENERGIE .....	24
(3.1) – MOHUTNOST SOP .....	30
(3.2) – MOHUTNOST VOP .....	30
(3.3) – SKLON VZTLAKOVÉ ČÁRY .....	32
(3.4) – SKLON VZTLAKOVÉ ČÁRY .....	33
(3.5) – ROVNICE STATICKÉ ROVNOVÁHY .....	36
(3.6) – MOMENT KŘÍDLA .....	36
(3.7) – VZTLAKOVÁ SÍLA KŘÍDLA .....	36
(3.8) – MOMENT VOP .....	36
(3.9) – VZTLAKOVÁ SÍLA VOP .....	36
(3.10) – MOMENT TRUPU .....	36
(3.11) – POTŘEBNÝ KOEFICIENT VZTLAKU VOP .....	36
(3.12) – ROVNICE STATICKÉ ROVNOVÁHY .....	39
(4.1) – VYVAŽOVACÍ VZTLAK VOP .....	44
(4.2) – SOUČINITEL VYVAŽOVACÍHO VZTLAKU VOP .....	45
(4.3) – PÁDOVÁ RYCHLOST .....	46
(4.4) – URČENÍ NEUTRÁLNÍHO BODU .....	46
(4.5) – STATICKÁ ZÁSoba S PEVNÝM ŘÍZENÍM .....	47



### 13. Seznam použitých zkratek a symbolů

$A_T$	Štíhlost trupu	-
$AS_{Kř}$	Aerodynamický střed křídla	-
$AS_{VOP}$	Aerodynamický střed vodorovné ocasní plochy	-
$b_{T,i}$	Střední šířka segmentu trupu	$N$
$C_{Dvis}$	Viskózní složka součinitele odporu	-
$C_D$	Součinitel odporu	-
$C_{D0}$	Součinitel odporu při nulovém vztlaku	-
$c_{SAT,Kř}$	Délka střední aerodynamické tětiny křídla	$m$
$c_{VOP}$	Délka střední aerodynamické tětiny vodorovné ocasní plochy	$m$
$C_M$	Součinitel momentu	-
$C_{M0,T}$	Součinitel klopivého momentu trupu	-
$C_L$	Součinitel vztlaku	-
$C_l$	Součinitel vztlaku profilu	-
$C_{La}$	Sklon vztlakové čáry	$rad^{-1}$
$C_{L,max}$	Maximální součinitel vztlakové síly	-
$C_{L,VOP,p}$	Součinitel vztlaku vodorovné ocasní plochy pro přední centráž	-
$C_{L,VOP,z}$	Součinitel vztlaku vodorovné ocasní plochy pro zadní centráž	-
$c_{SAT}$	Délka střední aerodynamické tětiny	$m$
$d_H$	Hydraulický poloměr	$m$
$F_G$	Tíhová síla	$N$
$I$	Intenzita turbulence	%
$k$	Turbulentní kinetická energie	$m^2 \cdot s^{-2}$
$l$	Délkové měřítko turbulence	$m$
$L$	Vztlaková síla konfigurace křídlo-trup	$N$
$L_{Kř}$	Vztlaková síla křídla	$N$
$l_{SOP}$	Rameno svislé ocasní plochy	$m$
$L_{VOP}$	Vztlaková síla vodorovné ocasní plochy	$N$
$l_{VOP}$	Rameno vodorovné ocasní plochy	$m$
$M$	Machovo číslo	-
$M_{Kř}$	Moment křídla	$N \cdot m$
$M_T$	Moment trupu	$N \cdot m$
$M_{VOP}$	Moment vodorovné ocasní plochy	$N \cdot m$
$S$	Plocha křídla	$m^2$
$S_{SOP}$	Plocha svislé ocasní plochy	$m^2$
$S_{VOP}$	Plocha vodorovné ocasní plochy	$m^2$
$T$	Poloha těžiště	-
$Re$	Reynoldsovo číslo	-
$V_S$	Pádová rychlost	$m \cdot s^{-1}$
$V_\infty$	Rychlost	$m \cdot s^{-1}$
$x$	Proměnná souřadnice	$m$
$X_T$	Vzdálenost bodu od těžiště	$m$
$\Delta x_i$	Délka segmentu trupu	$m$
$y$	Vzdálenost středu elementu k jeho hraně	$m$
$Y_{cSAT}$	Poloha střední aerodynamické tětiny po rozpětí	$m$
$y +$	Parametr $y+$	-
$\tilde{V}_{SOP}$	Mohutnost SOP	-



$\tilde{V}_{VOP}$	Mohutnost VOP	-
$\alpha$	Úhel náběhu	°
$\alpha_{0,Kř}$	Úhel nulového vztlaku křídla	°
$\alpha_{Kr}$	Kritický úhel náběhu	°
$\varepsilon$	Geometrické kroucení křídla	°
$\sigma_A$	Statická zásoba s pevným řízením	%
$\delta$	Tloušťka mezní vrstvy	m
$\mu$	Dynamická viskozita	Pa · s
$\rho$	Hustota	kg · m <sup>-3</sup>
$\tau_W$	Smykové napětí	Pa
$\vartheta$	Kinematická viskozita	m <sup>2</sup> · s
$\varphi_{CL,T,i}$	Úhel mezi střední čarou trupu a základní rovinou trupu ve středu každého segmentu	°
$\varphi_0$	Úhel nastavení kořenového profilu křídla	°
$\varphi_p$	Úhel nastavení profilu křídla v oblasti plůtku	°
$\varphi_k$	Úhel nastavení koncového profilu křídla	°
$\varphi_{VOP,p}$	Úhel nastavení profilu vodorovné ocasní plochy pro přední centráž	°
$\varphi_{VOP,z}$	Úhel nastavení profilu vodorovné ocasní plochy pro zadní centráž	°
$\omega$	Specifická rychlost disipace energie	s <sup>-1</sup>
$\Gamma_K$	Vzepětí křídla	°
$\Gamma_{VOP}$	Vzepětí vodorovné ocasní plochy	°
CFD	Zkratka z anglického „Computational fluid dynamics“	
SAT	Střední aerodynamická těliva	
SOP	Svislá ocasní plocha	
VOP	Vodorovná ocasní plocha	